

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
Синеглазов В.М.
“ _____ ” _____ 2020 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬО-КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ
«МАГІСТР»**

**Тема: «Датчик кутової орієнтації мініатюрних безпілотних
літальних апаратів»**

Виконавець: _____ Рявкін М.О.

Керівник: _____ к.т.н., професор Філяшкін М.К.

Консультанти з розділів:

Охорона навколишнього середовища _____ д.т.н., професор Маджд С.М.

Охорона праці _____ к.т.н., професор Козлітін О.О.

Нормоконтролер: _____ к.т.н., доцент Тупіцин М.Ф.

Київ 2020

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітній ступінь: магістр

Спеціальність 151 “Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології”

Освітньо-професійна програма “Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва”

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Синеглазов В.М.

“ _____ ” _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Рявкіна Миколи Олександровича

1. Тема проекту (роботи): “Датчик кутової орієнтації мініатюрних безпілотних літальних апаратів ”

2. Термін виконання проекту (роботи): з _____ 2020 р. до _____ 2020 р.

3. Вихідні данні до проекту (роботи): Розробку системи підвищення точності знімання даних проводити для датчика кутової орієнтації мініатюрних безпілотних літальних апаратів з урахуванням застосування в інерціально-супутникової системи навігації БПЛА.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):

1. Обґрунтування вибору навігаційного забезпечення польоту малого БПЛА;
2. Аналіз та вибір МЕМС-акселерометрів і МЕМС-гіроскопів як чутливих елементів БІНС;
3. Аналіз точносних характеристик МЕМС-гіроскопів;
4. Аналіз методів сумісної обробки інформації;
5. Розробка алгоритмів комплексування гіроскопічного та акселерометричного вимірників кутового положення;
6. Дослідження пропонованих алгоритмів комплексування;
7. Калібрування датчика кутової швидкості;
8. Дослідження пропонованих алгоритмів калібрування.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:

1. Структурна схема навігаційного забезпечення польоту малого БПЛА;
2. Лабораторні дослідження вихідних сигналів мікросхеми MPU-6050;
3. Структурна схема реалізації алгоритму комплексування;
4. Результати дослідження алгоритмів комплексування;
5. Алгоритми калібрування;
6. Результати дослідження алгоритмів.

6. Календарний план-графік

№	Завдання	Термін виконання	Підпис
1	Обґрунтування вибору навігаційного забезпечення польоту малого БПЛА	03.09.2020 – 10.09.2020	
2	Аналіз та вибір МЕМС-акселерометрів і МЕМС-гіроскопів як чутливих елементів БІНС	16.09.2020 – 30.09.2020	
3	Аналіз точносних характеристик МЕМС-гіроскопів	01.10.2020 – 15.10.2020	
4	Підготовка розділу с охорони праці	16.10.2020 – 21.10.2020	
5	Підготовка розділу з охорони навколишнього середовища	22.10.2020 – 29.10.2020	
6	Розробка алгоритмів комплексування гіроскопічного та акселерометричного вимірників кутового положення	30.10.2020 – 21.11.2020	
7	Дослідження пропонованих алгоритмів комплексування	22.10.2020 – 01.11.2020	
8	Калібрування датчика кутової швидкості	02.11.2020 – 16.11.2020	
9	Дослідження пропонованих алгоритмів калібрування	17.11.2020 – 01.12.2020	

7. Дата видачі завдання

01.09.2020р.

Керівник: _____ к.т.н. професор Філяшкін М.К.
(підпис)

Завдання прийняв до виконання: _____ Рявкін М.О.
(підпис)

Реферат

Пояснювальна записка до дипломного проекту "Датчик кутової орієнтації мініатюрних безпілотних літальних апаратів": 108 сторінок, 37 рисунків, 7 використаних джерел.

Метою даної дипломної роботи є: розробка алгоритму комплексного вимірника параметрів кутової орієнтації БПЛА на основі схеми взаємної комплексування та провести їх всебічне дослідження.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, система автоматичного управління, акселерометр, гіроскоп, кутова швидкість, гіровертикаль.

Зміст

1. Список умовних позначень, символів, скорочень і термінів.....	5
2. Вступ.....	6
3. Розділ 1. Обґрунтування вибору навігаційного забезпечення польоту малого БПЛА.....	7
4. Розділ 2. Аналіз та вибір MEMC-акселерометрів і MEMC-гіроскопів як чутливих елементів.....	12
1. Аналіз варіантів побудови мікро-механічних акселерометрів....	13
2. Аналіз варіантів побудови MEMC - датчиків кутових швидкостей.....	18
5. Розділ 3. Аналіз точносних характеристик MEMC-гіроскопів.....	36
6. Розділ 4. Аналіз методів сумісної обробки інформації.....	40
1. Алгоритм оцінювання за методом найменших квадратів.....	40
2. Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності.	41
3. Алгоритм калманівської фільтрації.....	44
7. Розділ 5. Розробка алгоритмів комплексування гіроскопічного та акселерометричного вимірників кутового положення.....	48
8. Розділ 6. Дослідження пропонованих алгоритмів комплексування.....	56
9. Розділ 7. Калібрування датчика кутової швидкості.....	59
10.Розділ 8. Дослідження пропонованих алгоритмів калібрування.....	86
11.11.Розділ 9. Охорона праці.....	89
12.Розділ 10. Охорона навколишнього середовища.....	99
12.Висновки.....	107
13.Список використаної літератури.....	108

Список умовних позначень, символів, скорочень і термінів

БПЛА – безпілотний літальний апарат

САУ – система автоматичного управління

МІНС – малогабаритна інерційна система

ІНС – інерційна навігаційна система

СРНС – супутникова радіонавігаційна система

ЛА – літальний апарат

ММА – мікромеханічний акселерометр

ММГ – мікромеханічний гіроскоп

ІМ – інерційна маса

ЦАП – цифро-аналоговий перетворювач

АЦП – аналого-цифровий перетворювач

СЕ – сенсорний елемент

СД – синхронний детектор

ПЕН – перетворювач «ємність-напруга»

МНК – метод найменших квадратів

КФ – калманівська фільтрація

ДКШ – датчик кутових швидкостей

ГВВ – гіроскопічний вимірник вертикалі

АВВ – акселерометричний вимірник вертикалі

Вступ

Історія безпілотних літальних апаратів (БПЛА) бере початок ще з 1899 року коли Нікола Тесла сконструював і продемонстрував громадськості перший у світі радіокерований кораблик. На сьогоднішній день БПЛА стрімко розвиваються у багатьох галузях. Вони масово застосовуються у військовій справі, в першу чергу для ведення повітряної розвідки — як тактичної, так і стратегічної. Безпілотники під-класів «міні-» та «мікро-» все ширше застосовуються під час бойових дій на рівні взводу та відділення для термінового отримання інформації типу «що за тим пагорбом», тобто для вирішення задач військової розвідки. Перспективним напрямом їх застосування є вирішення завдань у складі рою. Також використовуються БПЛА для коригування вогневих ударів по наземних цілях та як ударні. Безпілотні літальні апарати (БПЛА) завжди були надбанням військових, проте останнім часом такі їх представники, як квадрокоптери, завойовують своє місце ще й у різних сферах цивільного життя. Щодня людство знаходить їм нові застосування, тим самим роблячи і певні апгрейди літаючих помічників. Дронам пророкують долю мобільних телефонів, тобто в недалекому майбутньому вони можуть стати незамінним атрибутом нашого життя. Це пояснюється, насамперед, порівняно невеликою їх вартістю, простотою керування, малими витратами на експлуатацію та утримання тощо. Щоб не повторюватись декілька разів, після огляду кожної сфери використання можете в думках додавати речення «Перевага використання – значно менші витрати коштів, оперативність, актуальність отриманих даних».

Розділ 1

Обґрунтування вибору навігаційного забезпечення польоту малого БПЛА

Завдання, які зараз виконують БПЛА, вимагають їхнього повноцінної приладового оснащення. Внаслідок такої популярності, сучасні безпілотники з точки зору технічного оснащення перевищують пілотажні літаки. Завдяки своїй автономії та незалежності від людського фактору, кожна з бортових систем повинна працювати чітко і безперервно. Наявність системи автоматичного управління є головною відмінністю від дистанційно керованої моделі.

Основою роботи будь-якої САУ є ланцюжок:

- вимірювання стану системи;
- порівняння поточного стану з бажаним;
- вироблення впливу для компенсації похибки поточного стану від того який задано.

Основний підпункт - "вимірювання стану системи". Тобто, координати розташування, швидкості, вертикальної швидкості, висоти, кутів орієнтації, а також кутових прискорень та швидкостей. У бортовій системі навігації та керування БПЛА функція вимірювання стану системи виконується малогабаритною інерційною-інтегрованою системою (МІНС). Маючи тріади інерційних датчиків (мікромеханічні гіроскопи і акселерометри), а також трикутний магнітометр і барометричний висотомір, та комплексуючи дані цих датчиків з даними GPS-приймача, система виробляє повне навігаційне рішення за координатами і кутами орієнтації.

Інерціальна навігація - це навігаційний метод (визначення координат і параметрів руху різних об'єктів - літаків, кораблів, ракет тощо) і управління їх

Кафедра АКІК

НАУ 20 15 01 000 ПЗ

Виконав	Ряєкін М.О.			Датчик кутової орієнтації мініатюрних безпілотних літальних	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М.К.						
Консульт.							
Н.Контр.	Тупіцин М.Ф.				204м 151		
Зав.каф	Синєглазов В.М.						

переміщенням на властивості інерції, що є автономним, тобто не вимагає наявності зовнішніх засобів орієнтації або сигналів, які надходять ззовні.

МІНС - це повна інерційна система, в якій реалізований алгоритм безплатвної ІНС, інтегрованої з приймаючем супутникової навігаційної системи. Саме в цій системі підтримується «секрет» всього комплексу БПЛА. По суті, три навігаційні системи працюють одночасно – три «платформи» в одному обчислювачі працюють на одних і тих же даних одночасно. Кожна платформ реалізує свої принципи управління, які мають свої «правильні» частоти (високі або низькі). Головний фільтр вибирає оптимальне рішення з кожної з трьох платформ, в залежності від характеру руху. Це забезпечує стабільність системи не тільки в прямолінійному русі, але і в умовах нескоординованих розворотів, бічному рвучкому вітрові та віражах.

Головною ідеєю розвитку навігаційного обладнання ЛА є інформаційне, апаратне та функціональне об'єднання вимірників навігації в інтегрований навігаційний комплекс, а точніше в інтегрований інерціально-супутниковий навігаційний комплекс.

Інтегрований навігаційний комплекс складається з трьох основних елементів.

- Інерціальна навігаційна система;
- Супутникова навігаційна система;
- Модуль автопілоту.

Використання інтегрованих інерціально-супутникових систем пов'язано з такими причинами:

1. Для виконання завдань керування польотом необхідне аналогове вимірювання лінійних і кутових параметрів польоту, і необхідно, щоб частота квантування цих параметрів вимірювалася десятками герц. Супутникова

радіонавігаційна система (СРНС) забезпечує частоту квантування сигналів положення й швидкості ЛА із частотою 1Гц (0,5Гц), а це явно недостатньо для систем наведення й керування польотом високошвидкісних БПЛА.

2. Інерціальна та супутникова навігаційні системи є вимірниками зовсім різних параметри: СРНС - лінійні параметри (вектор положення БПЛА в деякій геоцентричній системі координат і вектор його швидкості), а ІНС - як лінійні так і кутові параметри. Взагалі СРНС можна використовувати і для вимірювання кутових координат, але для цього потрібне використання декількох антен, які будуть встановлені на певної відстані одна від одної, і декількох приймачів, а це все значно ускладнює систему. У випадку, коли БПЛА має малі розміри, то цю задачу вирішити практично неможливо. Але застосування ІНС, коректованої від СРНС, наприклад, за допомогою фільтра Калмана, дозволяє вимірювати кутове положення ЛА з дуже малою похибкою.

3. Характеристики похибок, що виникають в ІНС і СРНС, суттєво відрізняються. Так як в ІНС здійснюється подвійне інтегрування лінійних параметрів, а потім - інтегрування кутових координат, то ці похибки ІНС зростають й можуть бути компенсовані за допомогою зовнішньої корекції. У той же час, випадкові високочастотні завади первинних вимірів ІНС досить добре згладжуються за допомогою операцій інтегрування. З іншої сторони в СРНС одержання основної інформації про вектори положення й швидкості ЛА не засновано на інтегруванні. Тому, високочастотні зсуви вихідних сигналів СРНС також мають місце, але на відміну від ІНС вони обмежені.

4. Досить малий рівень сигналу, більший діапазон джерел сигналу від приймачів (26000 км), мале відношення сигнал-шум приводить до поганої завадостійкості приймачів СРНС. Контури фазового зсуву та зсуву за затримкою

можуть легко “втратити” відповідний супутник при наявності активних перешкод. Особливо уразливим щодо цього є контур фазового моніторингу.

З цих причин можна зробити висновок, що в БПЛА повинні використовуватися інтегровані супутникові інерційні системи. Самі інерційні системи досить жорсткі, вони не дають достатньо точних параметрів польоту, це пояснюється тим, що самі датчики мають похибки вимірювання. Для того, щоб ці значення відповідали вимогам точності навігації безпілотних літаків, використовуються супутникові системи, які виправляють значення виміряних значень інерційної системи. Використання супутникових систем не є цілком надійним, оскільки частота квантування навігаційних параметрів є досить низькою і вимагає інтерполяції або прогнозування. Крім того, існує можливість втрати сигналу супутника, що призведе до втрати інформації про параметри польоту. СРНС також дуже чутливі до різних типів перешкод. Використання інтегрованих інерційних супутникових систем компенсує специфічні недоліки цих систем і забезпечує високу точність і надійність при вимірюванні параметрів польоту.

Наведені вище причини призводять до необхідності інтеграції інерціальних і супутникових систем для навігації і управління літаками майже всіх типів. Таким чином, Комітет Міжнародної Організації Цивільної Авіації (ІКАО) з майбутніх навігаційних систем (FANS - Future Air Navigation System) прийняв рішення про обов'язкове використання супутникових навігаційних систем разом з ІНС.

Тому і у бортовому комплексі навігації і керування БПЛА передбачається інтегрування інерціальної і супутникової систем навігації.

Інерційні навігаційні системи (ІНС) є навігаційними системами, в яких інформація про швидкість і координати отримується шляхом інтеграції сигналів,

відповідних прискорень літака. Інформація про прискорення надходить від акселерометрів ЛА, які встановлені на борті. Процедура інтеграції векторних значень, які відповідають прискоренню і швидкості літака, забезпечується відтворенням (імітацією) на борту літака відповідної системи координат. Для цього часто використовують гіроскопічні стабілізатори або датчики гіроскопічної кутової швидкості з обчислювачем.

Наявність помилок в датчиках інерціальних навігаційних систем у свою чергу викликає помилки у визначенні навігаційних координат руху літального апарату. Тому, при створенні ІНС, намагаються зменшити величину первинної помилки датчика.

ІНС, які встановлені на борту повітряного судна, загалом дозволяють ідентифікувати такі параметри польоту: кути крену , тангажа та курсу; величину вектора перевантаження \vec{n} або питомої результуючої сили \vec{a} в проекціях на осі зв'язаної або нормальної системи координат; шляхову $\vec{V}_{ш}$ та вертикальну швидкості; географічні або ортодромічні координати та висоту польоту.

Розділ 2

Аналіз та вибір МЕМС-акселерометрів і МЕМС-гіроскопів як чутливих елементів

Аналізуючи початкові інформаційні датчики існуючого БІНС, можна побачити, що вони належать до класу високоточних прецизійних датчиків, але вони занадто дорогі для використання в супутниковій навігаційній системі, а для нових мініатюрних БПЛА через свої масогабаритні характеристики.

Однак, крім прецизійних акселерометрів високої точності в БІНС, які жорстко інтегровані з супутниковими навігаційними системами, поширення набувають досить жорсткі, але крихтіні датчики первинної інформації. Переваги таких систем, особливо в їх надзвичайно малих габаритах, масі та енерговитратах. Ці вимоги в значній мірі задовольняються мікромеханічними акселерометрами (ММА) і гіроскопами (ММГ), що використовуються у виробництві напівпровідникової мікроелектроніки.

Наукові та технічні розробки в області мініатюрних датчиків для різних цілей на базі кремнію (основний матеріал мікроелектроніки) почалися з 60-х років 20-го століття. Мікроелектронні технології дозволили створити на одному кристалі мікроелектромеханічні системи (МЕМС), що об'єднують чутливі елементи, перетворювачі та електронні компоненти.

Патенти на різні технічні рішення в області розробки мікромеханічних чутливих елементів отримані низкою провідних закордонних фірм (Draper Laboratory, Rockwell International, Systron Donner, Analog Device, SAGEM, Murata та ін.).

Вивчення мікромеханічних інерціальних датчиків почалося в лабораторії Ч. Дрейнера в 1984 році. До 1994 року точність ММГ, розробленого в лабораторії Дрейнера, досягла 300 град/год. Сучасні ММГ лабораторії Дрейнера показують

Кафедра АКІК

НАУ 20 15 01 000 ПЗ

Виконав	Ряєкін М.О.			Датчик кутової орієнтації мініатюрних безпілотних літальних	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М.К.						
Консульт.							
Н.Контр.	Тупіцин М.Ф.				204м 151		
Зав.каф	Синєглазов В.М.						

стабільність систематичного дрейфу на рівні 0,5 град/с у діапазоні температур від -40 до +85°C без термостабілізації, на рівні від 10 до 100 град/год з алгоритмічною термокомпенсацією і на рівні 1 град/год з термостатуванням. Дрейнеровський ММА маятникового типу зі зворотним зв'язком характеризується похибкою зсуву нуля ~ 100 мкг і погрішністю масштабного коефіцієнта $\sim 0,01\%$.

В даний час мікромеханічні датчики виробляють і продаються приблизно в 50 компаніях. Протягом року було продано сотні мільйонів датчиків, оборот яких перевищив 10 мільярдів доларів. Зокрема, компанія Systron Donner виробляє 30 000 ММГ на добу (більше 7 млн. на рік).

2.1. Аналіз варіантів побудови мікро-механічних акселерометрів

ММА мають інерційну масу (ІМ), яка, використовуючи еластичні елементи, монтується в корпусі. Відповідно до руху ММА ІМ, вони діляться на осьові і маятникові. У осьовій ММА конструкція пружної підвіски дозволяє здійснювати прямий рух ІМ, у маятниковій - кутовий. У ММА існує вісь чутливості, в якій можливий рух ІМ. Обумовлене конструкцією підвісу. ММА з однією віссю чутливості називається однокомпонентними. Можна будувати дво- і трикомпонентні ММА.

Основним конструктивним вузлом осьового ММА є чутливий елемент, що включає ІМ і пружні елементи підвісу (рис. 2.1). Розрізняють хрестоподібний (рис. 2.1а), Z-образний кососиметричний (рис. 2.1б), Z-образний симетричний (рис. 2.1в) і паралельний підвіси (рис. 2.1г).

У реальному осьовому русі ММА вимірювач ІМ вимірюється ємнісним датчиком або за допомогою п'єзорезистивних перетворювачів деформацій пружних елементів підвісу.

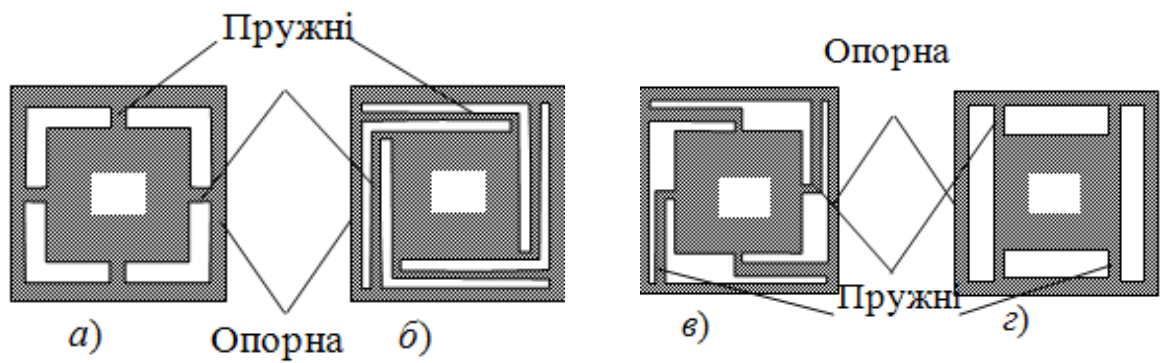


Рис.2.1. Пружні елементи підвісу

Прикладом ємнісного вимірювання рухомого ІМ є сімейство акселерометрів ADXL поверхневої конструкції, виконаних на кристалі компанії Analog Devices. Весь кристал акселерометра, розміром від 3,05 до 3,05 мм, в основному зайнятий структурою формування сигналу, що оточує мініатюрний датчик, розміром 1×1, який розташований в центрі. Датчик (рис. 2.2) являє собою структуру диференціального конденсатора з діелектриком повітря, обкладки якого вирізані (протравлені) з плоского елемента полісиліконової плівки товщиною 2 мкм.

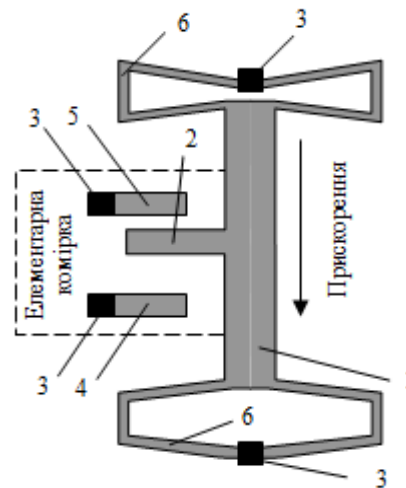


Рис.2.2. Конструктивний блок елементарної комірки датчика

Нерухомі обкладки 4, 5 цього конденсатора являють собою прості консольні стрижні, що розташовані на висоті 1 мкм від поверхні кристала в повітрі на полікремнієвих стовпчиках-анкерах 3, приварених до кристала на молекулярному рівні.

Фіксовані обкладки 4, 5 цього конденсатора являють собою прості консольні штанги, розташовані на висоті 1 мкм від поверхні кристала в повітрі на полікремнієвих кріпленнях стовпців 3, припаяні до кристала на молекулярному рівні.

На рис. 2.2 показаний структурний блок елементарної комірки датчика. Насправді, датчик має 5, 4 елементарних комірки для вимірювання прискорення, але для спрощення на рисунку показано лише одну комірку. Інерційна маса 1 датчика прискорення при зміні швидкості переміщення кристала зміщується відносно основної частини кристала. Ці палеподібні виступи 2 утворюють рухливу обкладинку конденсатора. З кожної сторони ця конструкція, стоїть на основі анкерних колонок 3, аналогічних конструкцій нерухомих обкладок 4, 5. Розтяжки 6 на кінцях інерційної маси, що змушує його залишатися у висячому положенні, являє собою механічну пружину постійної пружності, що обмежує рух інерційної маси та забезпечує її повернення в вихідне положення

Оскільки рух маси інерції має відбуватися в площині полікремнієвої плівки, вісь чутливості датчика лежить в цій площині і паралельна площині друкованої плати, на якій припаєний датчик.

Кожен з наборів (54 наборів) стаціонарних конденсаторів електрично з'єднаний паралельно з ланцюговим кристалом. У результаті виникає пара незалежних конденсаторів, рухлива обкладка яких утворена всіма пальцевими виступами інерційної маси. Усередині кристала ці три панелі з'єднані з вбудованими схемами для формування сигналу акселерометра (рис. 2.3). У

спокійному стані (переміщення з постійною швидкістю) всі «пальці» рухомої обшивки за рахунок розтяжок знаходяться на однаковій відстані від пар фіксованих пластин пальців. При будь-якому прискоренні пальці пересуваються ближче до одного з наборів нерухомих пальців і віддаляються від іншого набору. У результаті цього відносного переміщення відповідні відстані стають неоднаковими, і ємності між рухливою обкладкою і кожною з нерухомих обкладок змінюються, тобто змінна ємність є вихідним сигналом мініатюрного датчика прискорення. Оточуючі датчик мікросхеми (рис. 2.3) формують вихідний сигнал акселерометра.

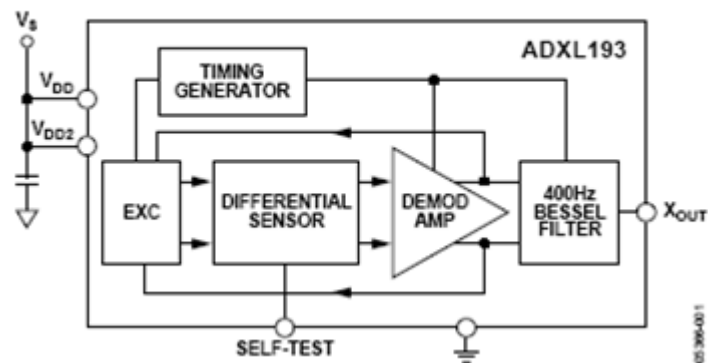


Рис. 2.3. Схемний кристал

За принципом вимірювання ММА поділяються на прямі вимірювальні прилади і компенсаційні вимірювальні прилади.

У першому типі ММА інформація про прискорення струму видаляється з датчика руху ІМ або деформації еластичних елементів підвіски. У цьому випадку всі джерела помилок в ланцюгах вимірювання з'являються у вихідному сигналі.

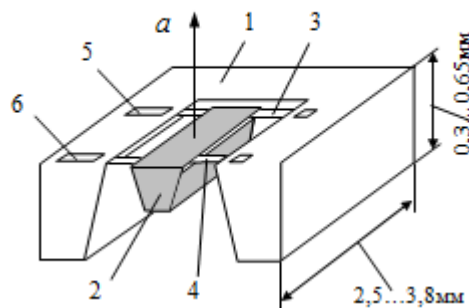


Рис.2.4.Акселерометр об'ємної конструкції

Прикладом прямого вимірювального датчика з п'єзореzystивними пружинними деформаційними перетворювачами підвіски може служити насипний конструкційний акселерометр. Цей датчик складається (рис. 2.4) кремнієвої рамки 1 і інерційної маси 2. Два тонкі торсіона 3, 4 з'єднують інерційної маси з кремнієвим шасі. Ця маса механічно з'єднана з одного краю кремнієвої рами і з іншої кромки через пару імплантованих п'єзореzystорів 5, 6, які створюють напівмасу. Обидві половини з'єднані з мостовою схемою. Під впливом прискорення a (див. Рис. 2.2) інерційна маса зміщується згинаючи торсіони і викликає деформацію п'єзостійкості. Таким чином, датчик і зовнішня обробка кристалічної електронної схеми сигналу шляхом деформації п'єзореzystорів, включених в ланцюг Уїстонського моста, створює під впливом прискорення вихідний сигнал, який досягає споживачів, особливо в схема вільної форми ІНС.

У компенсуючому вимірюванні ММА сила, викликана вимірюваним і діючим прискоренням на ІМ, частково або повністю врівноважується контуром негативного зворотного зв'язку, який реалізує розряд. У цьому випадку точність ММА залежить в основному від характеристик ланцюга зворотного зв'язку.

Основними схемами (рис. 2.5) побудови маятникових ММА є схеми з одинарними (рис. 2.5а) й подвійними (рис. 2.5б) маятниками із пружними

елементами - балками, а також схема з одинарним маятником із пружними елементами - торсіонами (рис. 2.5в). Вимір переміщень ІМ може здійснюватися ємнісними або п'єзореzystивними датчиками.

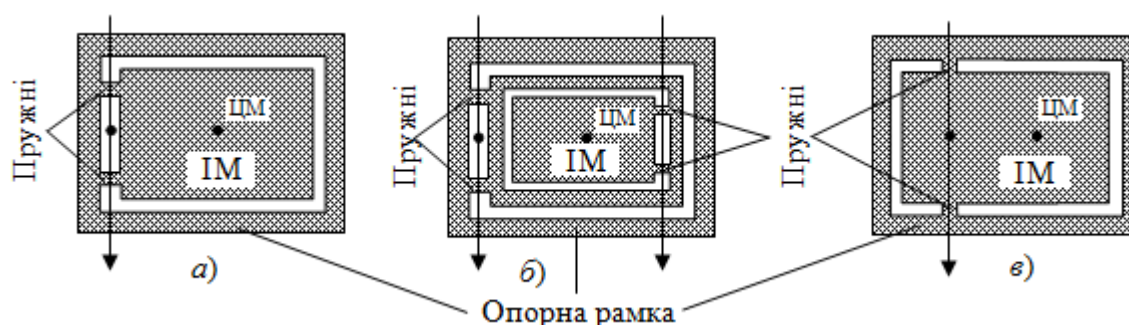


Рис.2.5.Схеми побудови маятникових ММА

Сучасні маломасштабні датчики включають нано-силіконові цифрові акселерометри, які вже використовуються в якості основних акселерометрів, наприклад, в безплатформенній версії БКВ-95.

Силіконовий цифровий датчик складається з двох основних компонентів: компактного кремнієвого акселерометра з невеликою інертною масою, мініатюрних пружин, виготовлених за технологією MEMS і виділеного контрольного чіпа.

Три ортогональні компоненти створюють ядро триходового цифрового датчика.

Крім розглянутих можливостей зараз виготовляються малоточні мікромеханічні п'єзоелектричні акселерометри, п'єзоелектричні акселерометри підвищеної точності, а також інших менш поширених моделей.

2.2. Аналіз варіантів побудови МЕМС - датчиків кутових швидкостей

Розглянемо основний принцип дії МЕМС -гіроскопів. Практично усі вони – вібраційні гіроскопи. Це означає, що в кожному з них є робоче тіло, що, у

найпростішому випадку, робить зворотно-поступальний рух в одній площині. Якщо поставити це тіло на обертову платформу, площину якої збігається з площиною коливань, то на коливну масу почне діяти сила Коріоліса

$$F_c = 2m[\Omega \times V],$$

де Ω – вектор кутової швидкості (перпендикулярний площини обертання),

V – вектор лінійної швидкості тіла відносно обертової платформи, m - маса тіла.

Модуль $F_c = 2m\Omega V \sin \varphi$, де φ – кут між векторами лінійної і кутової швидкості.

Отже, сила Коріоліса спрямована перпендикулярно напрямкові коливань (рис.2.6) і осі обертання. При протилежних напрямках руху сила Коріоліса також діє в протилежних напрямках. На цьому і заснований принцип вібраційного гіроскопа.

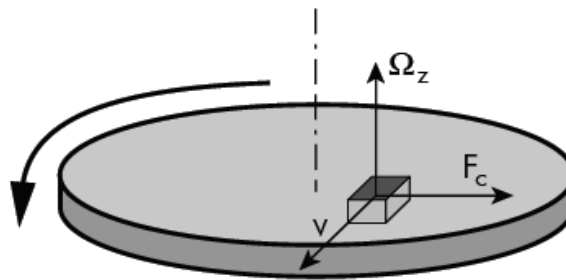


Рис. 2.6. Напрямок сили Коріоліса і коливань

Визначивши силу Коріоліса і знаючи лінійну швидкість тіла, нескладно обчислити кутову швидкість і її зміну (кутове прискорення). Задача спрощується, якщо лінійна швидкість коливань v змінюється по синусоїдальному законі $V = V_0 \sin \omega t$. Тоді визначення прискорення Коріоліса зводиться до детектування сигналу Ω , що модулює несучу з частотою $F_c = 2V_0 \Omega \sin t$. Амплітуда вторинних коливань ІМ у ММГ дуже мала, тому як правило, використовується резонансне настроювання, при якій частоти первинних і

вторинних коливань і власна частота резонатора близькі між собою. Дана задача давно й успішно вирішується в радіотехніці, зокрема, за допомогою квадратурних модуляторів/демодуляторів.

По виду руху ІМ у режимах первинних і вторинних коливань розрізняють ММГ LL-типу, RR-типу та LR-Типу. В LL - ММГ ІМ робить поступальні переміщення, в RR - ММГ - обертальні переміщення, а в LR (RL) - ММГ - різні комбінації поступальних і обертальних переміщень. Кожний тип ММГ характеризується набором класифікаційних ознак, найважливішими з яких є наступні:

- число вимірювальних осей;
- число інерційних мас;
- тип підвісу;
- тип привода;
- тип датчика знімання сигналу;
- режим виміру.

За числом вимірювальних осей розрізняють одне - і двокomпонентні ММГ. За кількістю інерційних мас розрізняють одне - і багатомасові ММГ.

За типом підвіски є механічні підвіски і підвіски без контакту. У свою чергу, механічні підвіски можуть бути зовнішніми або внутрішніми, а пудвіси без контакту - електростатичні, магнітні та інші.

У ММГ в режимі руху з заданими параметрами можуть бути використані різні типи приводів ІМ: магнітоелектричні, електростатичні, п'єзоелектричні. Найпоширеніший електростатичний привід.

У ММГ знаходять застосування різні датчики знімання сигналу, які виробляють інформацію про вимірювані кутові швидкості: електростатичні, п'єзорезистивні, магнітоелектричні й ін.

ММГ можуть працювати в режимах прямого виміру й компенсаційного виміру (зі зворотним зв'язком).

БАЛКОВІ ГІРОСКОПИ

Усі конструкції вібраційних гіроскопів, при широкій їхній розмаїтості, можна звести до декількох типів. Одними з найперших є балкові гіроскопи. Їхній принцип дії такий: консольну балку (пластину) змушують коливатися за допомогою п'єзоелементів у напрямку осі X (рис. 2.7). Під дією сили Кориоліса при обертанні відносно осі Z , рівнобіжної подовжньої осі балки, збуджуються коливання уздовж осі Y . Вони реєструються іншими п'єзоелементами.

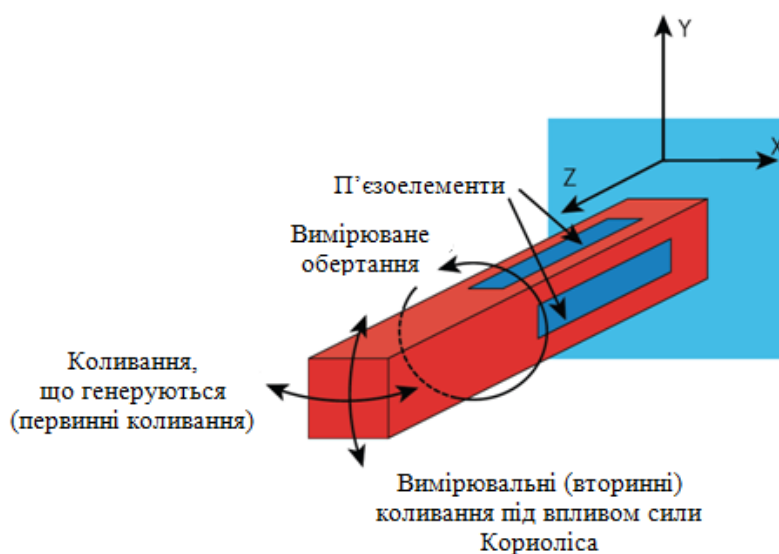


Рис. 2.7 Балкові гіроскопи

Конструкції балок можуть бути різними. Наприклад, у гіроскопах ВАТ «Элпа» БВГ-3 і БВГ-4 використовується триполюсний вібратор – сталева балка з поперечним перерізом у виді рівностороннього трикутника. До кожної грані балки приклеєне по п'єзоелементу: на нижній стороні – що збуджують вібрацію, на бічних гранях – вимірні. Основний недолік таких гіроскопів – їхня низька технологічність (складно забезпечити стабільні параметри клейового

з'єднання металу і п'єзокераміки і т.п.). Тому в усім світі поширення одержали так називані біморфні вібраційні гіроскопи.

У біморфних гіроскопах резонатор являє собою дві склеєні п'єзоелектричні пластини, поляризовані в протилежних напрямках. До пластин (або до однієї з них) прикладється напруга, одна пластина починає стискуватися, інша розтягуватися, у результаті виникають коливання. При обертанні під дією сили Кориоліса збуджуються вторинні коливання, які можна детектувати тими ж електродами. По даному принципі побудований, зокрема, вібраційний гіроскоп БВГ-500 ("Элпа").

Відзначимо, що конструкція резонатора може бути набагато складніше описаної. Так, один з лідерів промислового освоєння вібраційних п'єзоелектричних гіроскопів — компанія Murata — запатентувала структуру, у якій резонатор являє собою пару коливних у проти фазі пластин (рис. 2.8).

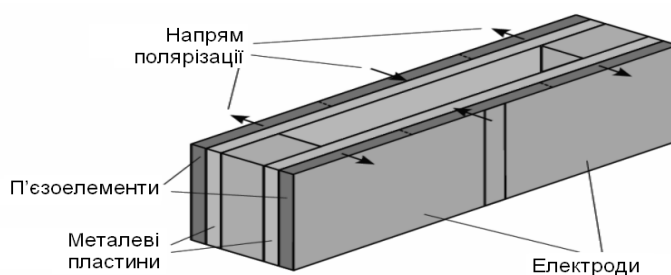


Рис.2.8. Структура, у якій резонатор являє собою пару коливних у проти фазі пластин

Пластини або біморфні, або наклеєні на металеву підставу уніморфні. Кожна з пластин складається з трьох частин із протилежними напрямками поляризації. При обертанні відносно осі Z виникають вторинні коливання (уздовж довжини пластин). Хоча первинні коливання пластин відбуваються у протифазі, сигнали їхньої генерації синфазні. Вторинні ж коливання, що

обумовлені силою Кориоліса, викликають додаткові протифазні сигнали на електродах, різниця яких пропорційна кутовій швидкості обертання.

Таким чином, за допомогою диференціальної схеми можна відділяти ці сигнали. При цьому використовуються ті ж електроди, що і для генерації первинних коливань.

Компанія Murata відома на ринку біморфними п'єзоелектричними гіроскопами ENV-05. Недавно на зміну їм прийшли більш досконалі ENC-03R. Це мініатюрний пристрій (8×4×2 мм) вагою 0,2 мг. Схема включення пристрою показана на рис.2.9.

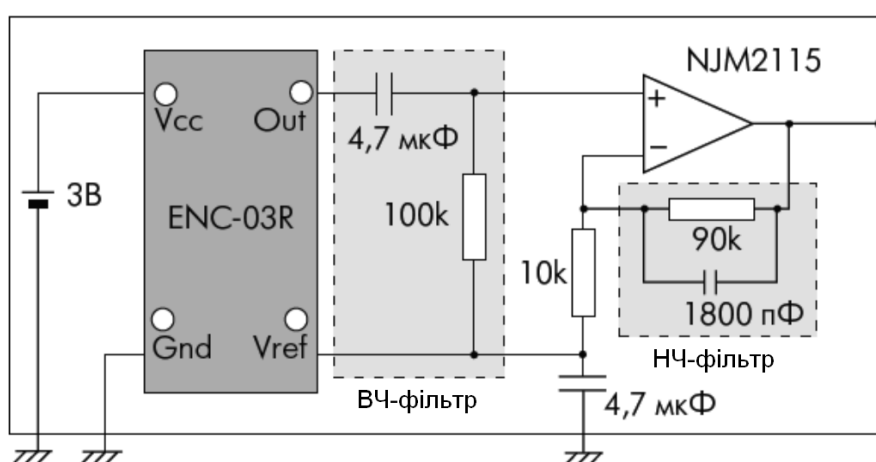


Рис. 2.9. Схема включення пристрою

Основний недолік п'єзокерамічних вібраційних гіроскопів – температурна нестабільність параметрів, обумовлена властивостями п'єзокераміки. Компенсувати його спробували – і не без успіху – фахівці компанії Epson, що створили разом з компанією NGK Insulators новий п'єзоелектричний гіроскоп XV-3500CB. Його відрізняє, крім оригінальної конструкції, використання кварцу в якості п'єзoeлемента. У результаті в діапазоні вимірів $\pm 100^\circ/\text{с}$ удалося досягти прийнятної температурної стабільності – 5% при мініатюрному корпусі (5×3,2×1,3 мм).

ГІРОСКОПИ-КАМЕРТОНИ

Одна з найважливіших конструкцій резонатора гіроскопа — у формі камертона, tuning fork (TF). Принцип дії такого датчика (рис. 2.10) досить простий: коливні в одній площині в протифазе маси при обертанні навколо вертикальної осі починають робити коливання в перпендикулярній площині.

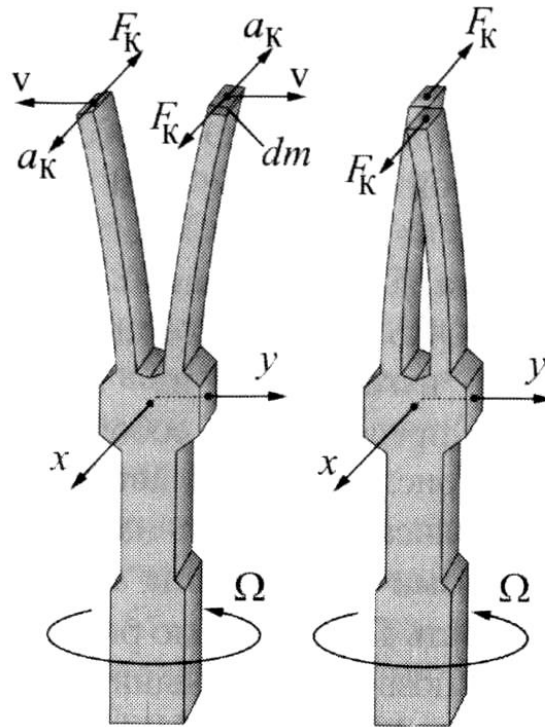


Рис. 2.10. Гіроскопи-камертони.

Можливо, першим Мэмс-гіроскопом, що використовує цей принцип, став гіроскоп, створений у компанії Charles Stark Draper Laboratory (www.draper.com) — колишньої лабораторії Драпера Массачусетського технологічного інституту. Базова патентована конструкція TF-гіроскопа являє собою рамку з двома осцилляторами, що коливаються в протифазе (назустріч один одному) уздовж осі X (рис. 2.11).

Коливання генеруються шляхом подачі напруги на гребенчатые приводи. При цьому під дією електростатичної сили робочі тіла осциляторів

підштовхуються друг до друга. Зворотний рух відбувається за рахунок мікропружин. При обертанні навколо осі Y рамка коливається у вертикальній площині (перпендикулярній підкладці МЭМС): один осцилятор буде підніматися, іншої — опускатися і навпаки. На верхню частину рамки і на підкладку нанесені тестові електроди. При коливаннях у вертикальній площині ємність між ними почне змінюватися, що можна детектировать і визначити кутову швидкість обертання.

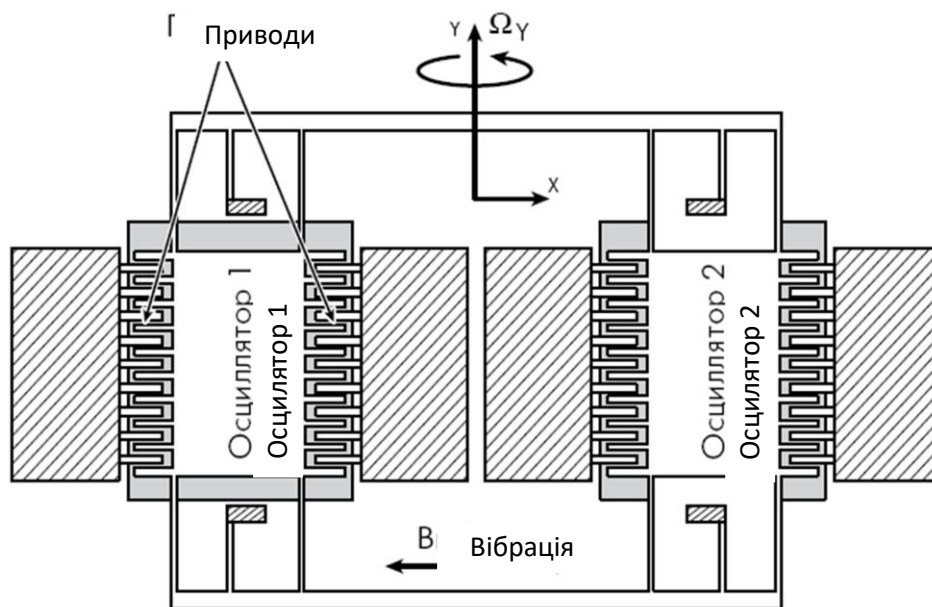


Рис. 2.11. Конструкція TF-гіроскопа

Описаний принцип реалізований компанією Fujitsu у серії МЭМС-гіроскопов S1BG. Їхній TF-резонатор виконан з добре відомого пьезоелектрика LiNb_3 . Гіроскоп працює в діапазоні $\pm 60^\circ\text{C}$, чутливість – $25 \pm 2,5$ мВ/°/с, лінійність – 0,5%, напруга живлення – 5 В, струм споживання – не більш 6 ма. Габарити корпуса — $12,4 \times 8,4 \times 12,5$ мм, робочий діапазон температур – $40 \dots +85^\circ\text{C}$.

ГІРОСКОПИ ANALOG DEVICES ЗА ТЕХНОЛОГІЄЮ ІМЕМС

Один з основних недоліків розглянутих гіроскопів — сильна сприйнятливість до лінійних навантажень. Крім того, технологічно складно масово робити MEMC із коливаннями у вертикальній площині — це суперечить принципів планарної технології. Перебороти ці проблеми в значній мірі удалося, використовуючи MEMC-гіроскопи, у яких напрямку коливань — як первинних, так і викликаних прискоренням Кориоліса, — лежать у площині підкладки.

Певною мірою такі гіроскопи можна розглядати як варіації гіроскопа-камертона. Значних успіхів у даній області досягла компанія Analog Devices, що удалося створити технологію iMEMS і на її основі розробити гіроскопи серій ADXRS і ADIS. Оскільки ця компанія — безумовний лідер у промисловому виробництві даного класу гіроскопів, зупинимося на її продукції докладніше

Основний елемент гіроскопа серії ADXRS — це закріплена на гнучких підвісках рамка, усередині якої робить поступальні коливальні рухи якась маса (рис.2.12).

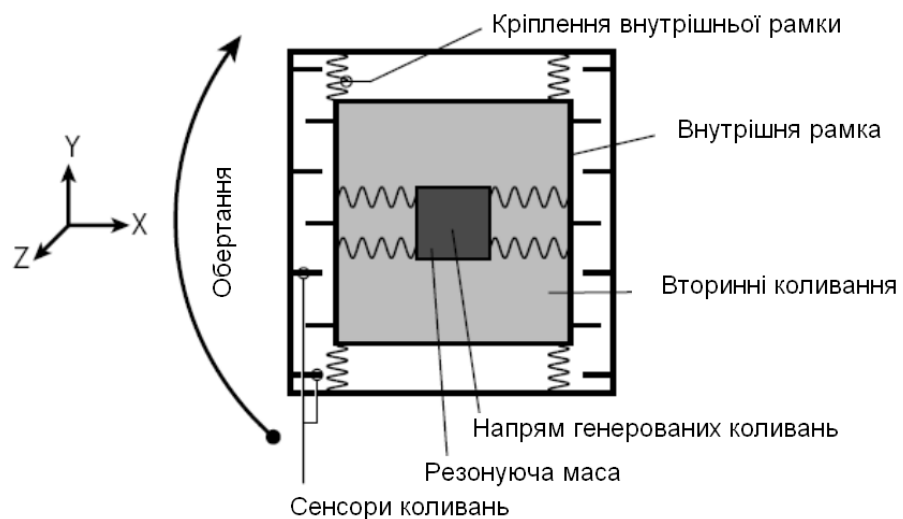


Рис. 2.12. Гіроскоп серії ADXRS

Для визначеності покладемо, що коливання відбуваються уздовж осі X . Підвіси рамки допускають її коливання тільки уздовж осі Y . Коливання маси збуджуються електростатично, за допомогою гребінки зубців привідних контактів (рис. 2.13).

На зовнішній поверхні рамки і на підкладці розташовані гребінки контактів, що утворюють систему плоских конденсаторів.

При коливаннях рамки відносно підкладки відстані між цими зубцями змінюються, відповідно змінюється і ємність. Коли підкладка нерухома (або рухається прямолінійно і рівномірно), рамка не коливається. Якщо ж почати обертати таку структуру навколо осі Z , то під дією сили Кориоліса виникнуть змушені коливання рамки уздовж осі Y .

Однак залишається проблема компенсації лінійних прискорень. У приладах серії ADXRS вона вирішена за рахунок розміщення на одній підкладці двох однакових структур, у яких генеруються строго протифазні коливання (рис.2.13).



Рис. 2.13. Компенсація лінійних прискорень серії ADXRS

Вимірювальні сигнали, що знімаються з ємностей обох структур, надходять у диференціальну схему. При цьому сигнали, викликані коливаннями під впливом прискорення Кориоліса, будуть складатися, а синфазними складовими, обумовленими лінійними прискореннями, — відніматися.

Відзначимо, що приведена конструкція проста тільки в описі. Елементи цих МЭМС надзвичайно малі. Амплітуди коливань зубців гребінок (обкладок конденсаторів) складає $16 \cdot 10^{-15}$ м — менше міжатомного відстані. Зміна ємності такого конденсатора — $12 \cdot 10^{-21}$ Ф. Привідні контакти

Очевидно, щоб обробити сигнал з таких ємностей, потрібні прецизійні підсилювачі, кореляційні методи обробки і т.п. Уся необхідна електроніка інтегрована в ту ж СБІС. У результаті гіроскопи серії ADXRS демонструють досить високі результати. Гіроскопи розглянутого сімейства — це одноосьові прилади, з лінійним аналоговим виходом (напруга на виході міняється по лінійному законі в залежності від частоти обертання).

Компанія Analog Devices випускає і сімейство гіроскопів ADIS. Воно побудовано на базі серії ADXRS, але з розширеними функціональними можливостями — з убудованими АЦП, засобами термокомпенсації і т.п.

Ці гіроскопи працюють у діапазонах ± 80 і $\pm 300^\circ/\text{с}$, а деякі мають можливість перебудови динамічного діапазону в межах від ± 80 до $\pm 320^\circ/\text{с}$. Характерний приклад — гіроскоп ADIS16255. Крім датчика кутової швидкості він оснащений основним 14-разрядним АЦП для оцифровки сигналу датчика, допоміжними 12-розрядними ЦАП і АЦП, датчиком температури з оцифрованим (12 біт) виходом, убудованою системою автотестирования і калібрування, SPI-інтерфейсом і т.д. (рис. 2.14).

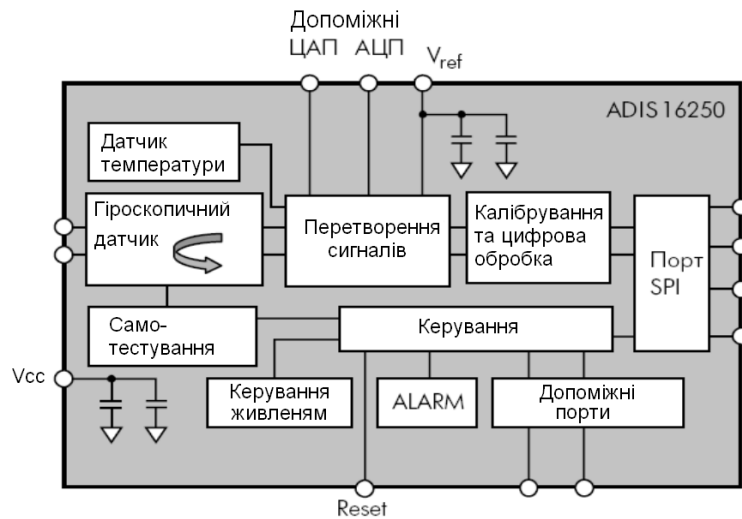


Рис. 2.14 Analog Devices сімейство гіроскопів ADIS

ГІРОСКОПИ З ДИСКОМ-ВІБРАТОРОМ

Ще один різновид вібраційних гіроскопів — пристрою з диском-резонатором. Один з перших гіроскопів з дисковим резонатором був створений співробітниками лабораторії твердотельної електроніки Мичиганського університета в 1994 році. Тоді був продемонстрований прототип гіроскопа (рис. 2.15а), що представляв собою нікелевий диск діаметром 1 мм — обід з вісьма напівкруглими спицями, жорстко закріпленими в центрі на полікремнієвій підкладці.

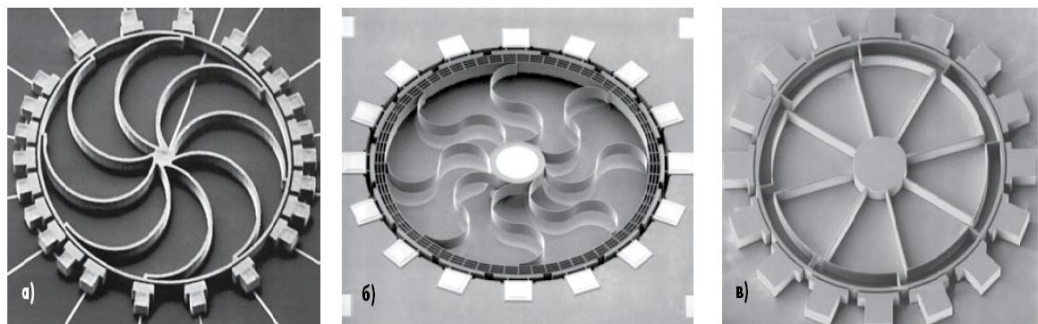


Рис. 2.15.Прототипи гіроскопів

З зовнішньої від обода сторони з невеликим зазором розташовуються що приводні, вимірювальні і корегувальні електроди. Під дією напруги, що

прикладається до приводних електродів, генерується основна мода коливань (наприклад, уздовж осі Y) — диск починає витягатися уздовж осі Y і стискуватися уздовж осі X (рис. 2.16). Якщо підкладка (а з нею і диск) починає обертатися навколо осі Z , сила Коріоліса прагне викликати коливання в напрямку осі X .

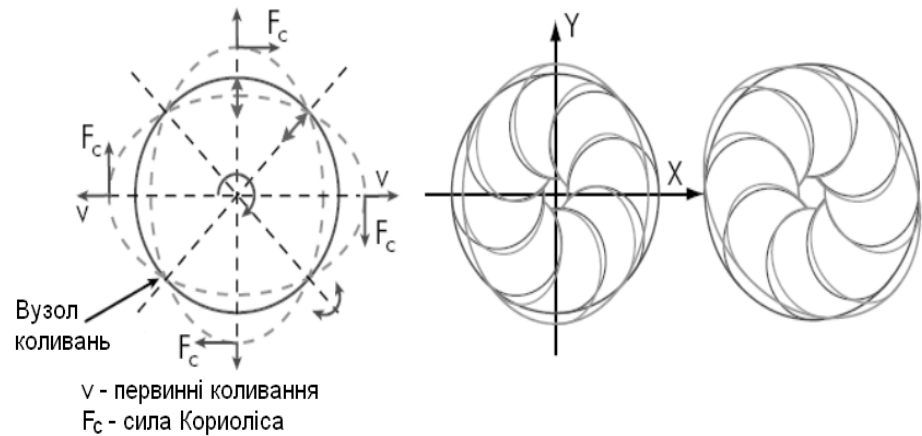


Рис. 2.16. Принцип дії вібраційних гіроскопів

Виникає друга (вимірювальна) мода коливань — головна вісь еліпса зміщується на 45° . Амплітуда цих коливань q_{sens} пропорційна кутовій швидкості обертання.

Дана конструкція володіє рядом істотних особливостей. Насамперед, завдяки симетричній структурі резонансні частоти в основній і вимірювальній моді однакові. Крім того, вузлові точки обох мод збігаються. Такий резонатор має високу добротність, отже — потенційно великим дозволом виміру кутової швидкості. Він мало сприйнятливий до ударів і вібрацій. Крім того, неминучі виробничі дефекти (наприклад, асиметрію) резонатора можна усунути електронним шляхом, використовуючи спеціальні налагоджувальні електроди.

Уже перший зразок показав добротність $Q \approx 2000$ і дозвіл $0,5^\circ/\text{с}$. При динамічному діапазоні $\pm 100^\circ/\text{с}$ прилад демонстрував нелінійність на рівні $0,2\%$. Згодом була розроблена технологія створення подібних структур на полікремнії

(рис. 2.13б). Діаметр вібратора склав 1,1 мм при товщині диска 80мкм (ширина обода і спиць — 4 мкм). Добротність прототипу виявилася на рівні 1200 (у глибокому вакуумі).

Однак вже в 2002 році розроблювачі представили МЭМС-гіроскоп на монокристалі кремнію з орієнтацією (111) на скляній підкладці (рис. 5.13в). При діаметрі диска 2,7 мм і товщині 150 мкм добротність резонатора склала 12000. Це забезпечило дозвіл 132 мв/°/с, що відповідає точність 0,002°/с (7,2°/год) і нелінійність 0,02%. Дрейф нуля знаходився в межах 1°/с за 10 годин без термокомпенсації.

Подібний принцип застосований у гіроскопі з резонатором у виді восьми кінцевої зірки, утвореною суперпозицією двох квадратів (рис. 2.17). Така конструкція дозволяє використовувати для вимірів кутової швидкості коливальні моди більш високих порядків, а також забезпечує більш точне електронне балансування резонатора. У результаті добротність резонатора з монокристаллического кремнію склала 25000 і вище — до 115000.

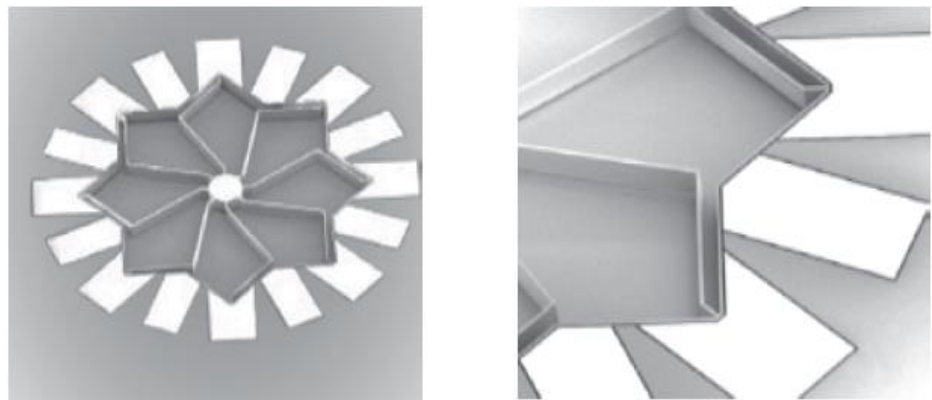


Рис. 2.17. Гіроскоп з резонатором у виді восьми кінцевої зірки

У серійних приладах дисковий резонатор використаний у гіроскопах компанії Silicon Sensing Systems, спільного дочірнього підприємства фірм Sumitomo Precision Products Company і British Aerospace Systems and Equipment

(зараз — BAE Systems). Гіроскопи цієї компанії використовують описаний принцип, але них відрізняє не ємнісної, а індукційний метод генерації і визначення амплітуди змущених коливань. Резонатор знаходиться в постійному магнітному полі, перпендикулярному площині диска. Джерело полючи — магніт із самарію-кобальту, розташований над вібратором діаметром 6 мм. Чуттєві елементи і приводи являють собою токові петлі.

Компанія пропонує кілька лінійок приладів — SRC03, SRC05, GYRO-SiRRS01 (розроблений ще компанією BAE Systems) і ін. Зокрема, гіроскопи серії SRC03 випускаються в корпусах з габаритами $29 \times 29 \times 18,4$ мм.

Усі прилади Silicon Sensing Systems високо стійкі до ударних і вібраційних впливів — вони працюють при лінійних прискореннях понад 100 g і ударах до 200 g (1 мс). Продукція цієї компанії значною мірою орієнтована на спеціальні застосування.

У таблиці 2.1 приведені основні параметри MEMS-датчиків кутових швидкостей основних виробників.

На основі проведеного аналізу можна обрати у якості датчиків нано-технологічної БІНС для малогабаритних БПЛА двохосьові акселерометри ADXL202 фірми Analog Devices та датчики кутової швидкості на основі MEMS – гіроскопів з дисковим резонатором CRS03-11 компанії Silicon Sensing Systems.

Головною проблемою будь-яких MEMS-датчиків є проблема підвищення точності. Зокрема для MEMS-гіроскопів це вплив так званої квадратурної погрішності й вплив змін настроювання частоти вібрації MEMS-гіроскопів на точності характеристики вимірювання кутової швидкості.

Розділ 3

Аналіз точносних характеристик МЕМС-гіроскопів

Незважаючи на досить великий досвід розробки мікромеханічних пристроїв у всьому світі, зараз існує багато проблем, які можна розділити на технологічні проблеми і проблеми дослідницького плану. Всі ці проблеми потребують вирішення найрізноманітніших завдань з механіки, електроніки, дизайну, метрології, техніки і матеріалознавства, і в основному спрямовані на підвищення точності гіроскопів і зниження їх вартості.

Технологічні проблеми включають насамперед неточності в роботі рухомої частини гіроскопа, такі як статичний і динамічний дисбаланс рухомої частини, нерівномірність пружних елементів. Все це пояснюється складністю високої точності геометричних розмірів еластичної системи ММГ завдяки її малим габаритам. Технологічні проблеми включають необхідний високий коефіцієнт Q , величина і стабільність яких залежать від багатьох причин. Реалізація високоякісної якості можлива тільки при всмоктуванні обсягу чутливого елемента, що вимагає вирішення складних проектних завдань.

Технологічні помилки і неточності в геометричних розмірах створюють проблеми різної природи, такі як завдання вибору зовнішньої частоти збудження коливань. У цьому випадку поганий вибір кореляції між внутрішніми частотами системи і частотою зовнішнього збудження призводить до зменшення амплітуд вимушених коливань, що призводить до зниження точності показань гіроскопа.

Однак розробники мікромеханічних пристроїв не єдині у вирішенні проблем технологічного плану. При мінімізації ММГ відношення поверхня / об'єм рухомих компонентів набагато вище, ніж у макрореґіоні. В результаті поверхневі ефекти можуть стати домінуючими факторами, що визначають

Кафедра АКІК

НАУ 20 15 01 000 ПЗ

Виконав	Рявкін М.О.			Датчик кутової орієнтації мініатюрних безпілотних літальних	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М.К.						
Консульт.							
Н.Контр.	Тупіцин М.Ф.				204м 151		
Зав.каф	Синеглазов В.М.						

характеристики ММГ. Мікрометричні розміри датчиків дають нові ефекти, які ускладнюють поширення законів і співвідношень компонентів ММГ, які є правильними щодо макроелементів. Необхідно відійти від вивчення лінійних моделей і використання апарату нелінійної теорії пружності. Цей факт також підтверджується експериментальними дослідженнями, що показують наявність ефектів в динаміці ММГ нелінійних динамічних систем: нестійкі гілки резонансних кривих, аварії коливань і стрибки амплітуд чутливих елементів.

Принцип роботи ММГ заснований на вимірюванні вторинної вібрації маси інерційних коливань, що виникає під дією інерційних сил Коріоліса при обертанні основи. Одним з ефективних способів підвищення точності таких гіроскопів є використання резонансних властивостей сенсорного чутливого елемента (СЕ). У цьому випадку первинні коливання збуджуються за власною частотою його механічного резонансу. Максимальна чутливість датчика досягається при рівності власних частот первинних і вторинних коливань. Проте, помилки виготовлення не допускають такого регулювання з необхідною точністю. Крім того, пристрої з резонансними параметрами мають дуже вузьку смугу пропускання. Фахівці вважають, що найбільш ефективним способом підвищення точності є створення пристроїв з активними контрольними характеристиками первинних і вторинних коливань.

Питання розробки високоточних ММГ і підвищення їх точності присвячені багатьом статтям і патентам, а в більшості з них об'єктами досліджень і розробок є прямі вимірювальні прилади. ,

Похибки мікромеханічного гіроскопа поділяються на випадкові і систематичні. Випадкові помилки в основному викликані електронними компонентами, які є частиною електричної частини. До них відносяться

підсилювачі, джерела живлення, тепловий шум, струми витоку і шум від електростатичних датчиків тощо. Завдання видалення шуму безпосередньо пов'язане з чутливістю порога. Складність розробки електричних компонентів обумовлена малими розмірами ММГ, необхідністю вимірювання зміщення на рівні мікрометричних частинок, низькими значеннями номінальних ємностей електростатичних датчиків. Оцінку випадкових похибок датчиків проводять експериментально за результатами вимірювань у лабораторії. Систематичні помилки в основному обумовлені технологічними факторами і температурними збуреннями в умовах стабільного теплового процесу в структурах чутливих елементів.

До технологічних помилок відносяться статичний і динамічний дисбаланс рухомої частини, нерівномірність пружних елементів, розбіжність пружних осей підвіски з вимірювальними осями, нерівність власних частот коливань окремих інерційних мас, Різниця частот по осі порушення і вимірювальної осі, різниця між розрахованими і отриманими механічними характеристиками. Сучасний рівень мікромеханічної технології може забезпечити до 1 degrees 3 градусів вертикальної стінки гравірованих областей і до десятої частини мікрометра в геометричній точності розміру.

Зміна теплового поля пристрою і наявність температурних градієнтів можуть викликати помилки в пристрої за рахунок зміни геометричних розмірів і пружних властивостей конструкції. Зміна абсолютної температури датчика також призводить до температурного дисбалансу, зміни жорсткості пружних елементів підвіски і стану підвісу під напругою, зміни власних частот і порушення контрольних умов. резонанс. При проектуванні ММГ слід звернути увагу на такі питання, як вибір матеріалів з однаковими коефіцієнтами лінійного розширення, з урахуванням температурної

залежності модуля пружності і коефіцієнта Q , теплового шуму матеріалів, електричні компоненти, розробка адекватної моделі теплових похибок, розробка системи термостабілізації (СТП).

Однак найбільший внесок у помилку ММГ точно вводить квадратурну похибку. У ММГ синхронний детектор отримує не тільки сигнал за рахунок прискорення Коріоліса, але і його ортогональний, обумовлений сигналом збудження первинних коливань, званий квадратурною помилкою. У ММГ квадратурна помилка може перевищувати в 5 разів величину порогу чутливості 5 або більше порядків. Тому в останнє десятиліття однією з найважливіших проблем у вдосконаленні точних характеристик ММГ є усунення квадратурних помилок у світовій практиці, про що свідчить публікація провідних фахівців у цій галузі. (Gcen J., W. Geiger, Clark W., Shkcl A.). Актуальність проблеми радикального зменшення квадратурних перешкод у ММГ не знижується, а навпаки зростає, оскільки вимоги до точності ММГ зростають.

Причиною квадратурної похибки МГ являється неспівпадіння вектора швидкості ПМ з вектором електростатичних сил.

Фізичною причиною цього наявність перехресних жорсткостей G_{xy} пружного підвісу. З ефективної матриці жорсткостей МГ

$$K_{\text{эф}} = \begin{vmatrix} G_x & G_{xy} + \frac{C_0}{a\Delta y_0} U_{\text{оп}} U_q \\ G_{xy} + \frac{C_0}{a\Delta y_0} U_{\text{оп}} U_q & G_y - \frac{C_0}{\Delta y_0^2} (U_{\text{оп}}^2 + U_q^2 + U_x^2) \end{vmatrix}, \quad (3.1)$$

де C_0 - номінальна ємність елементів гребінчастих структур; a - лінійне перекриття елементів гребінчастої структури.

Очевидно, що якщо підібрати таку напругу $U_q = -\frac{G_{xy}a\Delta y_0}{C_0 U_{\text{оп}}}$, то матриця (4.1) прийме вигляд:

$$K_{\epsilon\phi} = \begin{vmatrix} G_x & 0 \\ 0 & G_y - \frac{c_0}{\Delta y_0^2} (U_{оп}^2 + U_q^2 + U_x^2) \end{vmatrix}, \quad (3.2)$$

згідно якої причина (G_{xy}), яка призводить до появи квадратурної похибки, усунена.

Але більш доцільно характеризувати квадратурну похибку не рівнем пропорційної їй напруги, а коефіцієнтом перехресної жорсткості G_{yx} .

Для більш детального аналізу квадратурної похибки використаємо наступний її опис:

$$\begin{vmatrix} J_y & 0 \\ 0 & J_x \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \ddot{\alpha} \\ \ddot{\gamma} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} d_y & 0 \\ 0 & d_x \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\gamma} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} G_y & G_{xy} \\ G_{yx} & G_x \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \alpha \\ \gamma \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 0 & 2J_y\Omega \\ -2J_x\Omega & 0 \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\gamma} \end{vmatrix}, \quad (3.3)$$

де J – момент інерції, d , k – коефіцієнти демпфірування РМ, Ω – кутова швидкість, G_{xy} , G_{yx} – коефіцієнти перехресної жорсткості, індексами y, x – позначаються відповідно осі первинних та вторинних коливань.

Для визначення коефіцієнта G_{yx} розроблений новий метод, що полягає у введенні додаткових зв'язків між каналами первинних і вторинних коливань ММГ, які створюють компенсуючий момент.

При $\gamma = 0$ на нерухомій платформі, сформований момент дорівнює $-G_{yx}\alpha$. При відомій величині компенсуючого моменту і амплітуди первинних коливань, може бути визначена величина G_{yx} .

Також в канал обробки вихідного сигналу ММГ входить синхронний детектор (СД), вихідний сигнал якого при зсуві фази опорного сигналу на величину $\Delta\varphi$. Вихідний сигнал СД може бути представлений у вигляді:

$$U_{\text{СД}} = U_{\text{кор}}(t) \cos(\Delta\varphi) + U_{\text{кв}}(t) \sin(\Delta\varphi), \quad (3.4)$$

де $U_{\text{кор}}$, $U_{\text{кв}}(t)$ - напруга, пропорційна корисній складовій і квадратурній

заваді відповідно, $\Delta\varphi$ - фазовий зсув, що вноситься при формуванні сигналів. З цього виразу видно, що зміщення і дрейф нуля ММГ значною мірою визначаються величиною квадратурної перешкоди. При величині квадратурної перешкоди 1000% і зміні $\Delta\varphi$ в межах $0,05^\circ$ дрейф нуля може становити $1^\circ/\text{с}$.

Для зменшення квадратурної похибки пропонується попереднє зниження рівня квадратурної перешкоди на кілька порядків безпосередньо на виході перетворювача ємність-напруга (ПЕН) до надходження сигналу на СД. Блок-схема системи компенсації завади, що пояснює її принцип дії, наведена на рис.3.1. В схемі з сигналу U_{out} попередньо виділяється складова квадратурної завади, яка зсунута на 90° відносно корисного сигналу. Виділення виконується шляхом використання сигналу, який збуджує первинні коливання. За рахунок ланцюга зворотного зв'язку величина квадратурної завади зменшується, при цьому ланцюгу зворотного зв'язку використовується класичний ПІД-регулятор, синтез якого реалізується стандартними методами.

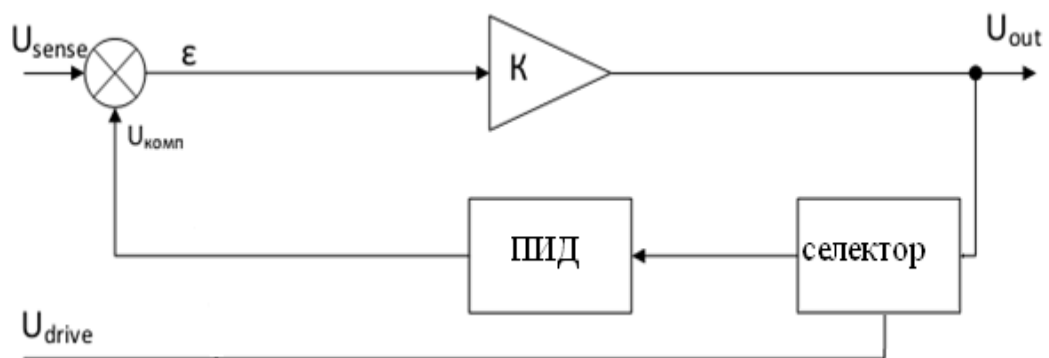


Рис.3.1. Блок-схема системи компенсації завади

Дослідження роботи системи (рис. 3.1), що проведені в дисертації Біляєвої Т.А. “Методы компенсации квадратурной помехи в микромеханическом гироскопе RR-типа” показали, що зворотний зв'язок в

ній не робить впливу на корисний сигнал, ортогональний квадратурної заваді, який проходить на вихід пристрою, посилений в K раз. Аналізувати цю систему на несучій частоті можна, користуючись методами стійкості лінійних систем. Даний контур є працездатним контуру незалежно від рівня квадратурної перешкоди, при чому забезпечується придушення перешкоди не менш ніж у 100 разів.

Розділ 4

Аналіз методів сумісної обробки інформації

4.1. Алгоритм оцінювання за методом найменших квадратів

Метод найменших квадратів (МНК скорочено) застосовується для одержання оптимальних оцінок при обробці накопичених вимірювань. Якщо виконано m вимірювань координат X (параметрів) системи:

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{V}_x(t), \text{ тоді:}$$

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V}_z \quad (4.1)$$

де \mathbf{H} – матриця спостереження;

$\mathbf{Z}, \mathbf{X}, \mathbf{V}_z$ – вектори, компонентами яких є реалізація вектора вимірювання

Z_i , вектора стану системи X_i і вектора помилок вимірювання V_{zi} відповідно, причому $i = \overline{1, m}$.

Необхідно за спостереженнями \mathbf{Z} і заданою матрицею спостереження \mathbf{H} якнайкраще оцінити стан вектора \mathbf{X} . Критерієм такої оцінки за МНК служить функціонал $J = \sum_{i=1}^m V_{zi}^T V_{zi}$, який мінімізує суму квадратів помилок

в

и У матричному вигляді цей вираз буде записаний наступним чином:

м

і

р

ю

в

$$J = \left| \begin{matrix} V_{z_1} \\ V_{z_2} \\ \vdots \\ V_{z_m} \end{matrix} \right|^2$$

Кафедра АКІК

НАУ 20 15 01 000 ПЗ

Виконав	Рябкін М.О.			Датчик кутової орієнтації мініатюрних безпілотних літальних	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М.К.						
Консульт.					204м 151		
Н.Контр.	Тупіцин М.Ф.						
Зав.каф	Синєглазов В.М.						

або з урахуванням (4.1)

$$J = (Z - H\hat{X})^T (Z - H\hat{X}) \quad (4.2)$$

Оцінку \hat{X} , вектора стану системи X можна одержати шляхом розв'язання рівняння $\frac{\partial J}{\partial \hat{X}} = 0$.

З урахуванням рівняння (4.2) отримаємо:

$$H^T (Z - H\hat{X}) + (Z - H\hat{X})^T H = 0 \quad (4.3)$$

Нехай: $H^T (Z - H\hat{X}) = 0,$

тоді: $H^T Z - H^T H \hat{X} = 0,$

$$\text{або } \hat{X} = (H^T H)^{-1} H^T Z. \quad (4.4)$$

Отже, необхідними і достатніми умовами одержання оптимальних оцінок \hat{X} вектора стану системи X за методом найменших квадратів є:

- наявність накопичених спостережень $Z_i, i = \overline{1, m}$;
- знання матриці спостережень H ;
- не особливість матриці $H^T H$, тобто $|H^T H| \neq 0$.

Отримання оцінки \hat{X} пов'язано з накопиченням спостережень Z_m .

Метод найменших квадратів застосовується тоді, коли надлишок інформації виходить за рахунок точних вимірювань за допомогою різних датчиків інформації. При цьому, вимоги щодо спектрального складу помилок датчиків не відзначаються. Відповідно до цього методу, має місце мінімізація суми квадратів помилок всіх вимірювань.

4.2. Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності

Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності (як алгоритм оцінювання за МНК) потребує наявності вектора спостережень.

Похибки вимірювання розподілені за нормальним законом. Тоді щільність розподілу ймовірностей вектора V_{Zm} матиме наступний вигляд:

$$P(V_{Zm}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp \left[-\frac{1}{2} V_{Zm}^T R_z^{-1} V_{Zm} \right], \quad (4.5)$$

де R_z – кореляційна матриця похибок вимірювання;
 $|R_z|$ – визначник матриці R_z .

Використання алгоритму оцінок за методом максимуму правдоподібності передбачує виконання наступної умови: визначник матриці R_z не повинен дорівнювати 0 ($|R_z| \neq 0$), а отже матриця R_z не особлива. Підставивши (4.1) у (4.10), отримаємо наступний вираз для функції правдоподібності, яка являє собою щільність розподілу помилок вимірювання:

$$\psi(X) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp \left[-\frac{1}{2} (Z_m - HX_m)^T R_z^{-1} (Z_m - HX_m) \right]. \quad (4.6)$$

Слід обрати таку оцінку \hat{X}_m , при якій функція правдоподібності $\psi(X)$ перетворюється в максимум, що відповідає мінімуму квадратів відхилень виміряних координат вектора X від їхнього дійсного значення. Для цього необхідна наступна умова: $\frac{\partial \psi(X)}{\partial X} = 0$.

На практиці звичайно зручніше обчислювати максимум не самої функції правдоподібності, а її логарифма, тому це буде виглядати наступним чином:

$$Ln \psi(X) = Ln \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_Z|}} - \frac{1}{2} \left(Z_m - H \hat{X}_m \right)^T R_Z^{-1} (Z_m - H \hat{X}_m) \quad (4.7)$$

З рівняння (4.7) візьмемо похідні за компонентами вектора X_m і прирівняємо їх до нуля. Після цього отримаємо:

$$\frac{1}{2} H^T R_Z^{-1} \left(Z_m - H \hat{X}_m \right) + \frac{1}{2} H R_Z^{-1} \left(Z_m - H \hat{X}_m \right)^T = 0. \quad (4.8)$$

Зауважимо, що як і для формули оцінки вимірювань за методом найменших квадратів, доданки виразу (4.8) рівні між собою і кожний з них дорівнює нулю.

Нехай:

$$H^T R_Z^{-1} \left(Z_m - H \hat{X}_m \right) = 0 ,$$

тоді:

$$X_m = \left(H^T R_Z^{-1} H \right)^{-1} H^T R_Z^{-1} Z_m \quad (4.9)$$

Вираз (4.9) стає вихідним для розробки алгоритму отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності.

Для визначення оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності необхідно мати наступне:

- накопичити m спостережень $-Z_m$;
- знати кореляційну матрицю R_Z похибок вимірника;
- знати матрицю зв'язків спостереження H .

Як і з алгоритмом оцінки для МНК, оцінка \hat{X}_m пов'язана з накопиченням вимірювань Z_m , цей метод, як і МНК, може бути використаний тільки для вимірювання параметра з декількома системами. В іншому випадку нова оцінка помилок ПНК не збігається з поточним значенням помилок за час,

рівний часу накопичення спостережень.

Алгоритм оцінки максимальної правдоподібності, а також алгоритм оцінки найменших квадратів вимагають накопичення вимірювань, тобто наявності вектора спостереження. Цей метод пропонує максимізацію функції правдоподібності, яка відповідає мінімальним квадратам помилок. У цьому випадку передбачається, що похибки вимірювання розподіляються за нормальним законом. Тому їхнє тривале застосування є проблематичним для безперервної оцінки компонентів вектора стану. Тому, як правило, в існуючих системах це базується на розширеному фільтрі Калмана.

4.3. Алгоритм калманівської фільтрації

Розширений (оптимальний) безперервний алгоритм фільтра Калмана поєднує в собі два завдання: моніторинг і фільтрацію, мінімізуючи помилки оцінки.

Принцип побудови розширеного фільтра Калмана розглянемо на основі лінійної системи, яка описана системою рівнянь:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{X}}(t) &= \mathbf{A}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{V}_x(t); \\ \mathbf{Z}(t) &= \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_z(t).\end{aligned}\tag{4.10}$$

де $\dot{\mathbf{X}}(t)$ – n -мірний вектор стану системи;

$\mathbf{A}(t)$ – квадратна матриця розмірності $n \times n$ (матриця коефіцієнтів системи);

$\mathbf{V}_x(t)$ – k -мірний вектор збурень, що діє на вході динамічної системи;

$\mathbf{B}(t)$ – матриця збурень;

$\mathbf{Z}(t)$ – вектор вимірювання;

$\mathbf{H}(t)$ – матриця спостереження;

$\mathbf{V}_z(t)$ – вектор помилок вимірювання .

Потрібно знайти такі оцінки $\hat{\mathbf{X}}$, щоб помилки оцінювання:

$$\mathbf{\Lambda}(t) = \mathbf{X}(t) - \hat{\mathbf{X}}(t)$$

були мінімальними. Тобто слід забезпечити мінімум суми діагональних елементів матриці:

$$\mathbf{P}(t) = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & \cdots & p_{1n} \\ p_{21} & p_{22} & \cdots & p_{2n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ p_{n1} & p_{n2} & \cdots & p_{nn} \end{bmatrix} = M[\mathbf{\Lambda}(t)\mathbf{\Lambda}^T(t)] \quad (4.11)$$

У коваріаційній матриці $\mathbf{P}(t)$ члени $p_{ii} = D_i = \sigma_i^2$ характеризують дисперсії помилок оцінювання співпадаючих координат x_i , а члени p_{ij} – їхню взаємну кореляцію.

Для динамічної системи (4.10) оптимальним фільтром, що забезпечує мінімум сліду матриці \mathbf{P} , є алгоритм із трьох блоків:

- 1) основного блоку, який можна записати наступним чином:

$$\hat{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}(t)\hat{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{K}_\phi(t)[\mathbf{Z}(t) - \mathbf{H}(t)\hat{\mathbf{X}}(t)]; \quad (4.12)$$

- 2) блоку обчислення коефіцієнтів корекції, що записується як:

$$\mathbf{K}_\phi(t) = \mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{R}_Z^{-1}(t) \quad (4.13)$$

- 3) блоку розв'язання рівняння коваріацій, який можна представити як:

$$\dot{\mathbf{P}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{A}^T(t) - \mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{R}_Z^{-1}(t)\mathbf{H}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{R}_X\mathbf{B}^T(t)$$

(4.14)

Цей алгоритм забезпечує оцінювання всіх координат вектора \mathbf{X} при виконанні умов спостережливості динамічної системи. Його особливість у виборі коефіцієнтів матриці \mathbf{K}_f . Вихідні значення оцінок $\hat{\mathbf{X}}(0)$ визначаються за попередньою інформацією про координати вектора \mathbf{X} . Коваріаційну матрицю поточних помилок оцінювання $\mathbf{P}(t)$ необхідно обчислювати безперервно в процесі оцінювання, або попередньо.

У сучасних повітряно-десантних комплексах існують інші способи спільної обробки однієї тисячної інформації. Наприклад, методи взаємної компенсації та помилки фільтрації лічильників одного і того ж параметра навігації.

Метод компенсації похибок вимірювань використовується при обробці аеронавігаційної інформації, зокрема, коли один і той самий навігаційний параметр вимірюється кількома лічильниками. Робота таких лічильників заснована на різних фізичних принципах і помилках, які розділені в діапазоні частот, в даному випадку супутникової інерціальної навігаційної системи (ISSN). Тут алгоритм компенсації виконаний з використанням схеми, показаної на фіг. 4.1. і дозволяє значно зменшити похибки вимірювань.

Сигнали вимірників B_1 і B_2 , які крім вимірюваної величини x містять у себе сигнали помилок ξ_1 та ξ_2 , надходять на вхід пристрою віднімання ПВ1, на виході якого формується сигнал. Цей сигнал проходить крізь динамічний фільтр $F(p)$ і на другому пристрою ПВ2 віднімається з сигналу першої (коректованої) системи.

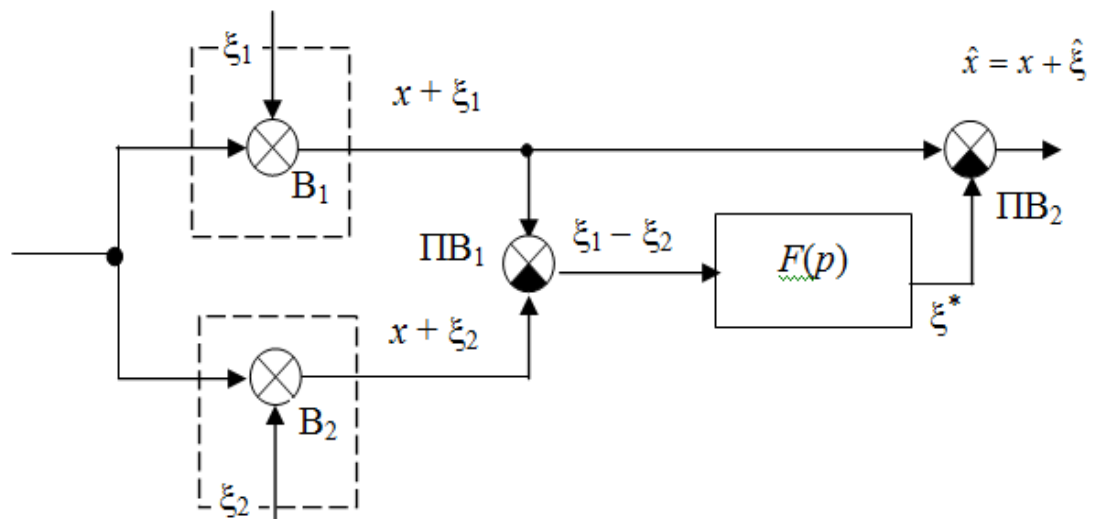


Рис.4.1 Структурна схема реалізації алгоритму компенсації

Схема фільтрації еквівалентна схемі компенсації, однак, з погляду практичної реалізації, перевага віддається саме схемі компенсації.

Найбільш привабливою для застосування в комплексних системах навігації є, безумовно, Калманівська фільтрація (КФ). Проте, використання КФ зустрічає певних труднощів при її практичній реалізації на борті ЛА. Тому в роботі запропоновано використовувати для комплексування акселерометричного та гіроскопічного вимірювання параметрів кутової орієнтації алгоритми схеми компенсації.

Розділ 5

Розробка алгоритмів комплексування гіроскопічного та акселерометричного вимірників кутового положення

Аналізуючи можливість застосування на сучасних мініатюрних безпілотних літальних апаратах (БПЛА) прецизійних високоточних гіровертикалей можна відмітити, що такі системи занадто дорогі. Крім того для вони не підходять через свої масогабаритні характеристики.

Для вимірювань параметрів кутової орієнтації БПЛА пропонують ряд альтернативних методів одержання цієї інформації, зокрема: пірометричний та магнітометричний, методи визначення кутів крену й тангажа.

Аналізуючи можливість використання точної гіровертикалі на сучасних мініатюрних безпілотних літальних апаратах (БЛА), зрозуміло, що ці системи занадто дорогі. Крім того, вони не підходять через їх масову характеристику.

Для вимірювання кутової орієнтації БПЛА пропонуються різні методи отримання такої інформації, в тому числі: пірометричні і магнітометричні, методи визначення кутів крену і кроку.

Недоліком методу вертикального пірометричного вимірювання є похибка вимірювання під час польоту БПЛА на малій висоті над рельєфною місцевістю, оскільки горизонт теплового випромінювання поверхні Землі деформується.

Метод магнітометричних вимірювань має області невизначеності, зокрема, коли магнітометр обертається навколо близької осі або збігається з напрямком вектора магнітного поля, а також на траєкторіях, близьких до $90...270^\circ$ є невизначеність вимірювання кутів крену і тангажа. Крім того,

Кафедра АКІК

НАУ 20 15 01 000 ПЗ

Виконав	Рявкін М.О.			Датчик кутової орієнтації мініатюрних безпілотних літальних	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М.К.						
Консульт.							
Н.Контр.	Тупіцин М.Ф.				204м 151		
Зав.каф	Синєглазов В.М.						

аномальні зміни в магнітному полі використовуються для вимірювання параметрів кутової орієнтації як порушень.

Тому зараз все більш поширення набуває застосування на БПЛА мікромеханічних гіровертикалей (ММГВ) та безплатформних інерціальних навігаційних систем (БІНС) побудованих на досить грубих, але мікромініатюрних датчиках первинної інформації – МЕМС-датчиках.

Ці вимоги в значній мірі задовольняються мікромеханічними акселерометрами (ММА) і датчиками кутової швидкості (ММДКШ), виробництво яких використовує напівпровідникову мікроелектроніку, аналогічну технології виготовлення дуже великих інтегральних схем. Ці МЕМС-сенсори серійно випускаються і коштують стільки, скільки інші чіпи - близько десятка доларів.

Однак головним недоліком мікро-мініатюрних інформаційних систем, які можна віднести до ММГВ, є низька точність. Тому для вимірювання кутів крену і тангажа більшість розробників ММГВ і БІНС пропонують використовувати метод, в якому ММА і ММДКШ піддаються спеціальній алгоритмічній обробці.

Розробка алгоритмів комплексування показів первинних датчиків інформації ММГВ та БІНС є задачею вельми актуальною.

Найпоширенішою для повного інтегрування показів ММА і ММДКШ є так званий додатковий фільтр, або схема фільтрації Калмана. Для вирішення проблеми інтегрованої обробки інформації в інтегрованих інформаційних системах, звичайно, найбільш цікавою є фільтрація Калманова. Однак використання фільтра Калмана нашо́вхується на деякі труднощі під час його практичної реалізації на борту БПЛА. Проте, в сучасних повітряно-десантних комплексах, крім алгоритмів, що дозволяють оптимально оцінювати вектор

стану, існують й інші методи інтеграції, зокрема, метод взаємної компенсації, який був доведений в практиці. Використання методу компенсації при обробці відбитків ММА і ММДКШ обумовлено тим, що в цьому випадку похибки вимірювання знаходяться в різних діапазонах частот.

Головною перевагою фільтрації Калмана є те, що в комплексоутворення інформаційних систем на виході фільтра Калмана відновлені оцінки всього вектора стану, у тому числі систематичні компоненти похибок лічильників, що дозволяє проводити їх калібрування в польоті. Але, на нашу думку, і з застосуванням компенсаційної системи разом із системами корекції існує така можливість.

Отже постановка задачі може бути сформульована наступним чином: розробити алгоритми комплексного вимірника параметрів кутової орієнтації БПЛА на основі схеми взаємної компенсації та провести їх всебічне дослідження.

Акселерометр може застосовуватися як для вимірювання проекцій абсолютного лінійного прискорення, так і для непрямих вимірювань проекції гравітаційного прискорення. При розташуванні акселерометра на горизонтальному та нерухомому відносно поверхні землі об'єкті він буде вимірювати $\vec{a} = -\vec{g}$ уявне прискорення, що створюється силою нормальної реакції опори, яка дорівнює за величиною, але протилежна за напрямком силі земного тяжіння у точці знаходження об'єкта. Якщо єдиною силою, що діє на об'єкт є сила земного тяжіння, то акселерометр, вимірюючи проекцію вектора гравітації на власну вісь чутливості $Ax = g \sin(\alpha)$, може використовуватися як інклінометр для визначення статичного кута нахилу акселерометра.

$$\alpha = \arcsin(Ax/g)$$

Такі властивості акселерометра застосовують в алгоритмах

передстартової виставки БІНС для визначення стоянкових кутів крену та тангажа.

У робочих алгоритмах параметри БІНС кутової орієнтації об'єкта визначаються інформацією датчиків кутової швидкості (ДКШ). Зокрема, ці параметри можуть бути визначені елементами спрямованої косинусної

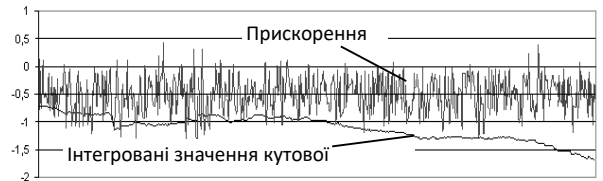


Fig. 1. Вихідні сигнали мікросхеми MPU-6050

матриці В, які можуть бути отримані різними способами. Наприклад, матрицю В можна отримати, вирішивши узагальнене рівняння Пуассона на основі інформації про кутову швидкість дрона щодо інерційного простору ЛА і кутову швидкість системи навігаційних координат відносно простору інерційний, який враховує кутову швидкість Землі і кутову швидкість за рахунок польоту БПЛА.

$$\hat{\mathbf{A}} = \hat{\mathbf{A}}\omega_{\mathbf{E}\mathbf{A}} - \omega_{\mathbf{NHE}}\hat{\mathbf{A}},$$

$$\text{де } \omega_{\mathbf{E}\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{z\mathbf{E}\mathbf{A}} & \omega_{y\mathbf{E}\mathbf{A}} \\ \omega_{z\mathbf{E}\mathbf{A}} & 0 & -\omega_{x\mathbf{E}\mathbf{A}} \\ -\omega_{y\mathbf{E}\mathbf{A}} & \omega_{x\mathbf{E}\mathbf{A}} & 0 \end{bmatrix};$$

$$\omega_{\mathbf{NHE}} = \begin{bmatrix} 0 & -(\omega_{E_V} + \Omega_E) & (\omega_{H_V} + \Omega_H) \\ (\omega_{E_V} + \Omega_E) & 0 & -(\omega_{N_V} + \Omega_N) \\ -(\omega_{H_V} + \Omega_H) & (\omega_{N_V} + \Omega_N) & 0 \end{bmatrix};$$

$\omega_{x\mathbf{ЛА}}, \omega_{y\mathbf{ЛА}}, \omega_{z\mathbf{ЛА}}$ – кутові швидкості ЛА відносно зв'язаних осей, вимірювані ДКШ; $\Omega_E, \Omega_H, \Omega_N$ та $\omega_{E_V}, \omega_{H_V}, \omega_{N_V}$ – проекції кутової швидкості обертання Землі на осі навігаційної системи координат та кутові швидкості, які виникають при обльоті сферичної поверхні Землі.

Для визначення кутової орієнтації об'єкта можуть також

використовуватися параметри Родрига-Гамільтона у формі кватерніонів або ця інформація може бути одержана шляхом розв'язання кінематичних рівнянь:

$$\dot{\psi} = (\omega_{y_{\Sigma}} \cos \gamma - \omega_{z_{\Sigma}} \sin \gamma) \sec \vartheta;$$

$$\dot{\gamma} = \omega_{x_{\Sigma}} + \operatorname{tg} \vartheta (\omega_{z_{\Sigma}} \sin \gamma - \omega_{y_{\Sigma}} \cos \gamma);$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_{y_{\Sigma}} \sin \gamma + \omega_{z_{\Sigma}} \cos \gamma,$$

де $\omega_{x_{\Sigma}}$, $\omega_{y_{\Sigma}}$, $\omega_{z_{\Sigma}}$ – проекції вектора абсолютної кутової швидкості на осі зв'язаної системи координат, які знову ж враховують кутові швидкості ЛА відносно зв'язаних осей, проекції кутової швидкості обертання Землі на осі навігаційної системи координат та кутові швидкості, які виникають при обльоті сферичної поверхні Землі.

Для ілюстрації проблем, що виникають при спробі отримати інформацію про кутову орієнтацію датчиків МЕМС, див. На фіг.1 показані вихідні сигнали реального блоку інерційних МЕМС-датчиків (мікросхеми MPU-6050), що об'єднують триосьовий акселерометр і триосьовий гіроскоп на кристалі кремнію. Зокрема, на фіг. 1 показані "сирі" значення прискорення і інтегровані значення кутової швидкості в одній з осей блоку MPU-6050.

Аналіз вихідних сигналів блоку MPU-6050 показує, що сигнал ММА навіть у статичному режимі має суттєву шумову складову. А враховуючи, що на рухомий об'єкт крім сили гравітації діють ще й інші сили, викликані прискореннями, обертаннями, трясінням і т.д., то стає зрозумілим, що визначити за допомогою акселерометрів параметри кутової орієнтації в польоті є задачею вельми проблематичною.

На відміну від акселерометричного спосіб отримання інформацію про кути крену та тангажа шляхом інтегрування сигналу гіроскопічного датчика викликає швидко зростаючу похибку вимірювання через наявність сталої похибки ММДКШ.

З іншого боку, аналіз вихідних сигналів блоку MPU-6050 показує, що похибки вимірювання параметрів кутової орієнтації з використанням акселерометрів і ММДКШ знаходяться в різних діапазонах частот. Тому метод компенсації ідеально підходить для вирішення задачі інтегрування двох лічильників.

Структурна схема, що реалізує метод компенсації, для комплексування гіроскопічного вимірника вертикалі (ГВВ), який побудований на основі ММДКШ і акселерометричного вимірника вертикалі (АВВ) представлена на рис.2.

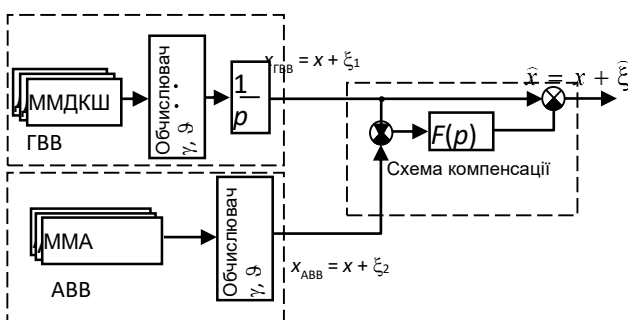


Fig. 2. Схема реалізації методу компенсації

Алгоритм комплексної обробки інформації, що використовує метод компенсації, має в порівнянні з оптимальною калманівською фільтрацією досить простий вигляд:

$$\hat{x} = x_{\hat{A}\hat{A}\hat{A}} - F(p)(x_{\hat{A}\hat{A}\hat{A}} - x_{\hat{A}\hat{A}\hat{A}})$$

де $F(p)$ – динамічний фільтр схеми компенсації; $x_{\hat{A}\hat{A}\hat{A}}, x_{\hat{A}\hat{A}\hat{A}}$ – параметри кутової орієнтації одержувані від ГВВ і АВВ ; \hat{x} – оцінка даного параметра кутової орієнтації.

Якщо вибрати фільтр $F(p)$ таким, щоб він з мінімальним спотворенням пропускав заваду \square_1 і заглушував заваду \square_2 , то похибка комплексної системи буде мінімальною, тобто похибка зменшується залежно від різниці в спектральних характеристиках завад \square_1 та \square_2 . При значній різниці в частотних характеристиках завад на виході фільтра $F(p)$ (див. рис.1) повністю буде відтворюватися завада \square_1 , тобто похибка ГВВ, а на виході схеми компенсації оцінка параметра \hat{x} буде максимально точно співпадати з вимірюваним параметром x .

Залишається визначити таку структуру динамічного фільтра схеми компенсації, яка б забезпечувала сумісну обробку однорідної інформації від ГВВ та АВВ з якістю, близькою до оптимальної.

Перетворюючи рівняння схеми компенсації, отримаємо

$$\hat{x} = x + [1 - F(p)]\xi_{\text{ГВВ}} + F(p)\xi_{\text{АВВ}} = x + \hat{\xi}$$

де $\hat{\xi} = [1 - F(p)]\xi_{\text{ГВВ}} + F(p)\xi_{\text{АВВ}} = \xi_{\text{ГВВ}} - F(p)(\xi_{\text{ГВВ}} - \xi_{\text{АВВ}})$ – похибки комплексної обробки інформації.

Ідеальний фільтр $F(p)$ повинний мати таку амплітудно-частотну характеристику $A = F(\omega)$ (див рис. 3), щоб він в області частот $\omega_{\text{ГВВ}}$ без спотворення

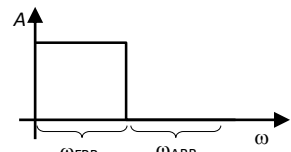


Рис. 3.

пропускав низькочастотні сигнали похибки $\xi_{\text{ГВВ}}$, а в області частот $\omega_{\text{АВВ}}$ відтінював похибку $\xi_{\text{АВВ}}$. Тоді на виході фільтра $F(p)$ (див. рис. 2) спостерігається не викривлена низькочастотна похибка ГВВ, а на виході другого пристрою віднімання відтворюється точне значення вимірюваного кутового параметра x .

$$\hat{x} = x + \xi_{\text{ГВВ}} - \xi_{\text{ГВВ}} = x$$

В існуючих схемах компенсації (наприклад, в інерціально-доплерівській системі) фільтр високих частот має вигляд аперіодичної ланки з передавальною функцією

$$F(p) = \frac{1}{(Tp + 1)},$$

де T – стала часу фільтра, а передавальна функція фільтра низьких частот

$$[1 - F(p)] = \frac{Tp}{Tp + 1}$$

являє собою так звану ізодромну (реальну диференціальну) ланку.

Такий фільтр низьких частот (1) ефективний тільки для постійних, не змінних у часі похибок. Однак, навіть наближений аналіз похибок ГВВ, (див. рис. 1) показує, що похибки числення параметрів кутової орієнтації з часом зростають. Тому для такого роду похибок в [2] був запропонований більш складний фільтр третього порядку вигляду:

$$F(p) = \frac{3Tp + 1}{(Tp + 1)(Tp + 1)(Tp + 1)}.$$

Для такого динамічного фільтра передавальна функція фільтра низьких частот має вигляд

$$[1 - F(p)] = \frac{T^2 p^2 (Tp + 3)}{T^3 p^3 + 3T^2 p^2 + 3Tp + 1}.$$

При досить великих сталих часу T трійкою в чисельнику можна зневажити і тоді фільтр низьких частот набуває вигляду

$$[1 - F(p)] = \frac{T^3 p^3}{T^3 p^3 + 3T^2 p^2 + 3Tp + 1}.$$

Такий фільтр, забезпечуючи астатизм третього порядку, вже не пропускає не тільки сталу складову похибки ГВВ, але і похибки, що змінюються за законами першого і другого порядків.

Фільтр високих частот

$$F(p) = \frac{3Tp + 1}{(Tp + 1)(Tp + 1)(Tp + 1)}$$

за рахунок наявності форсуючої ланки $(3Tp + 1)$ трохи підсилює високочастотну складову похибки АВВ, але це з успіхом компенсується потрібним збільшенням його фільтруючих властивостей.

Розділ 6

Дослідження пропонованих алгоритмів комплексування

Методом математичного моделювання в середовищі Delphi здійснено пошуком складних алгоритмів обробки інформації, що реалізують метод компенсації з різними конфігураціями динамічного фільтра.

Для вивчення запропонованого алгоритму необхідно сформулювати математичні моделі помилок ММА і ММДКШ. Ці моделі враховують багато компонентів, що становлять кінцеві помилки сенсора. До них відносяться коефіцієнти похибки масштабування і вирівнювання, а також квадратичні помилки, зумовлені нелінійністю характеристик датчиків, систематичними і випадковими компонентами (шумом) нульового зміщення тощо. Однак при розгляді руху БЛА безперервної швидкості на прямих лініях, модель помилки може бути значно спрощена в наступному вигляді:

$$\Delta a_i = K_{a_i} + Q_{a_i} \varepsilon_{a_i}; \quad \Delta \omega_i = K_{\omega_i} + Q_{\omega_i} \varepsilon_{\omega_i},$$

де K_{a_i}, K_{ω_i} – систематичні похибки вимірників (дрейф нуля);
 Q_{a_i}, Q_{ω_i} – інтенсивності випадкових похибок вимірників; $\varepsilon_{a_i}, \varepsilon_{\omega_i}$ – шуми вимірювань.

Така модель помилки датчика є найпростішою, але в багатьох практичних випадках вона досить ефективна, що дозволяє вирішувати проблеми інтеграції цих лічильників.

Результати досліджень схем компенсації з динамічним фільтром першого порядку у вигляді аперіодичної ланки $F(p) = \frac{1}{(Tp+1)}$ показують

(див. рис.6.1), що похибка оцінювання параметрів кутової орієнтації порівняно менше похибки ГВВ. Однак, у порівнянні зі середньоквадратичною

Кафедра АКІК

НАУ 20 15 01 000 ПЗ

Виконав	Рявкін М.О.			Датчик кутової орієнтації мініатюрних безпілотних літальних	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М.К.						
Консульт.					204м 151		
Н.Контр.	Тупіцин М.Ф.						
Зав.каф	Синєглазов В.М.						

похибкою АВВ має місце зміна похибки схеми компенсації в часі. Фільтр же третього порядку вже не пропускає не тільки сталу складову похибки ГВВ, але і похибки, що змінюються за законами першого і другого порядків,

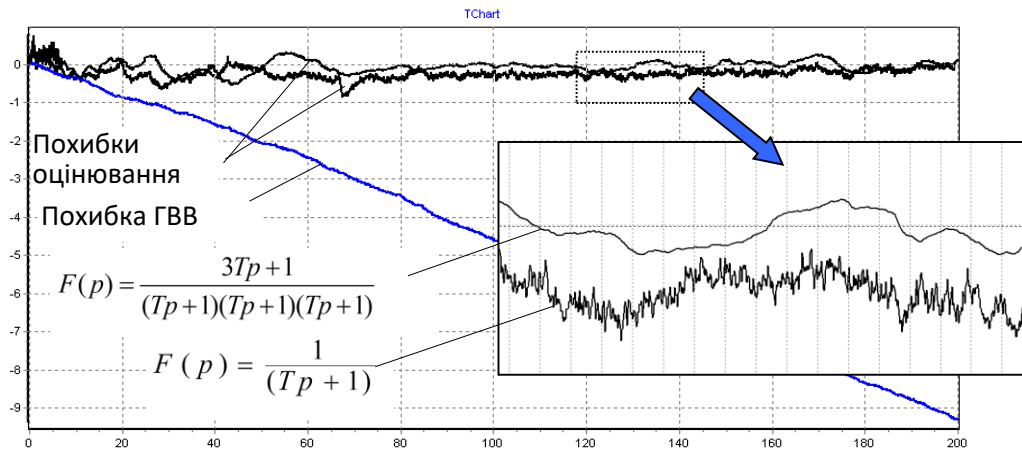


Рис.6.1 Результати досліджень схем компенсації

а також забезпечує гарні фільтруючі властивості схеми комплексування і досить високі точнісні характеристики оцінки параметрів кутової орієнтації не гірше, ніж схема оптимальної калманівської фільтрації.

Складні умови роботи інформаційних сенсорів призводять до значних помилок. Тому бажано проводити аналітичну компенсацію похибок лічильників (для здійснення їх калібрування в польоті) в алгоритмах БІНС, перш ніж ці сигнали використовуються для обчислення параметрів орієнтації і визначення компонентів прискорення уявних вздовж осей навігації.

Розділ 7

Калібрування датчика кутової швидкості

Якщо розглядати автономну роботу БІНС, що складається з одного акселерометра і одного гіроскопа, то помилка визначення зміщення з урахуванням усіх можливих джерел похибки датчика може бути оцінена за допомогою виразу:

$$\begin{aligned} \delta p(t) \approx & \delta p_0 + \delta v_0 \Delta t + \delta b_{0a} \frac{\Delta t^2}{2} + \delta b_{0g} \frac{\Delta t^3}{6} + \delta \theta_{0g} \frac{\Delta t^2}{2} + \\ & + \delta A_{0z} \cdot V \Delta t + \delta F_{0a} \cdot f \frac{\Delta t^2}{2} + S F_{0g} \cdot \delta A_{0z} \cdot V \Delta t, \end{aligned} \quad (5.11)$$

де δp_0 - помилка визначення координат в початковий момент часу t_0 ;

δv_0 - помилка швидкості в момент t_0 ;

Δt - інтервал часу з моменту отримання останніх СРНС;

δb_{0a} - помилка зміщення нуля акселерометра в момент t_0 ;

δb_{0g} - помилка зміщення нуля гіроскопа в момент t_0 ;

$\delta \theta_{0g}$ - помилка не поєднання осей БІНС по кутам крена і тангажу з осями локальної системи координат(СК);

$\delta A_0 \cdot V \Delta t$ - помилка не поєднання БІНС за кутом азимуту з локальної системи координат, помножена на пройденої відстань;

δF_{0a} - масштабний коефіцієнт для акселерометра;

Кафедра АКІК

НАУ 20 15 01 000 ПЗ

Виконав	Рявкін М.О.			Датчик кутової орієнтації мініатюрних безпілотних літальних	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Філяшкін М.К.						
Консульт.							
Н.Контр.	Тупіцин М.Ф.				<i>204м 151</i>		
Зав.каф	Синеглазов В.М.						

δF_{0n} - масштабний коефіцієнт для гіроскопа;

f - прискорення, яке відчувається;

g - прискорення вільного падіння;

З рівняння очевидно, що похибка визначення зміщення за допомогою БІНС зростає пропорційно квадрату часу із-за параметрів зміщення нуля (b) і масштабного коефіцієнта (SF) акселерометра і кубу часу через зміщення нуля гіроскопа.

Вибрано найбільш прийнятну модель для сигналів МЕМС датчиків [5.12]:

$$I_{w,a}(t) = x(t) + b_{w,a} + SF_{w,a}x(t) + N_{w,a}x(t) + \varepsilon_{w,a}x(t), (5.12)$$

де $x(t)$ - вектор впливаючої величини: або кутової швидкості $w(t)$, або прискорення $a(t)$;

$I_{w,a}(t)$ - сигнали з датчиків ($w(t)$ або $a(t)$);

$b_{w,a}$ - зміщення нулів (систематична похибка);

$SF_{w,a}$ - матриці масштабних коефіцієнтів,

$N_{w,a}$ - матриця не ортогональності осей гіроскопа і акселерометра по відношенню до осі X;

$\varepsilon_{w,a}$ - шуми перетворювачів;

Синтез алгоритмів обробки даних в КНС передбачає знання параметрів математичної моделі. З цією метою виконується процедура калібрування.

На даний момент отримали розповсюдження наступні методи калібрування :

- шестипозиційний метод – six-position method (SPM);
- модифікований метод - (MSPM);
- багатопозиційний і модифікований методи - multi-position method (MPM) і MMPM відповідно. В роботі основну увагу приділено SPM і MMPM.

Метод SPM дозволяє оцінити нульове зміщення датчиків (b) і їх масштабні коефіцієнти (SF), використовуючи прості співвідношення, наведені для шестипозиційного вимірювання. Для оцінки параметрів неортогональності осі використовують MSPM. У той же час вимірювання виконуються, принаймні, в 9 позиціях датчиків з відомою кутовою орієнтацією, і параметри отримані за допомогою методу найменших квадратів (МНК). Недоліком обох способів є необхідність вирішення відомої кутової орієнтації осей БІНС щодо осей локальної системи координат. Наступні дві процедури калібрування не мають цього недоліку.

Метод MPM базується на тому, що незалежно від орієнтації осей БІНС і локальної системи координат при відсутності зовнішніх збурень, сума квадратів осей чутливості датчика дорівнює квадрату опорного впливу (прискорення вільного падіння для акселерометра, швидкості обертання Землі для гіроскопів):

$$l_{K,x}^2 + l_{K,y}^2 + l_{K,z}^2 = (-K \cdot \cos \alpha)^2 + (-K \cdot \cos \beta)^2 + (-K \cdot \cos \gamma)^2 = \|K\|^2, (5.13)$$

де $l_{K,x}, l_{K,y}, l_{K,z}$ - покази осей акселерометра або гіроскопа;

K - величина опорного сигналу; α, β, γ - кути між осями чутливості і опорним вектором (рис.5.12,а).

Кутова швидкість обертання Землі є досить слабким сигналом і може використовуватися для калібрування дорогих і високоточних БІНС, при цьому рівень шуму кутової швидкості датчика нижче, ніж опорний сигнал. Для калібрування гіроскопів БІНС класів середньої та низької точності, які включають БІНС на базі МЕМС, необхідне контрольоване обертання.

Якщо в моделі (5.12) знехтувати шумом перетворювачів, взяти вісь X як опорну, а кути неортогональності осей Y і Z відносно осі X взяти малими, то вираз (5.12) можна записати наступним чином:

$$\begin{bmatrix} l_{ax} \\ l_{ay} \\ l_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1+SF_{ax} & 0 & 0 \\ -\theta_{ayz} & 1+SF_{ay} & 0 \\ \theta_{azy} & -\theta_{azx} & 1+SF_{az} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_{ax} \\ b_{ay} \\ b_{az} \end{bmatrix}, (5.14)$$

де l_{ax}, l_{ay}, l_{az} - покази акселерометра по відповідним осям в векторній формі I_a ; θ_{ayz} - кут не ортогональності осі Y; $\theta_{azx}, \theta_{azy}$ - кути не ортогональності осі Z.

Із системи рівнянь виражаємо істинні значення прискорення по осям a_x, a_y, a_z і використовуючи вираз вводимо квадратичну функцію, яка задає обмеження при виконанні ідентифікації:

$$F(I_g, \xi) = a_x^2 + a_y^2 + a_z^2 - \|g\|^2 = 0, (5.15)$$

$$\xi = [S_{ax} \ S_{ay} \ S_{az} \ b_{ax} \ b_{ay} \ b_{az} \ \theta_{ayz} \ \theta_{azy} \ \theta_{azx}]^T, (5.16)$$

Невідомі параметри обчислюються методом найменших квадратів для нелінійної функції (5.15). Для цього у ряд Тейлора повинна бути розкладена функція (5.15), обмежуючись першими похідними параметрів і спостереженням. У результаті ми отримуємо:

$$A \cdot \Delta + B \cdot \delta + w = 0, (5.17)$$

$$w_{[n \times 1]} = F(I_{gi}, \xi_i) + B \cdot (I_g - L_i), (5.18)$$

$$\Delta_{[n \times 1]} = -(A^T (B G_l^{-1} B^T)^{-1} A)^{-1} A^T (B G_l^{-1} B^T)^{-1} w, (5.19)$$

$$\delta_{[3n \times 1]} = -G_l^{-1} B^T (B G_l^{-1} B^T)^{-1} (w + A \hat{\Delta}), (5.20)$$

де A - матриця розміром $[n \times m]$, яка складається з перших похідних (5.15) по параметрам (5.16);

B - діагональна матриця $[n \times 3n]$, яка складається з перших похідних по кожному з трьох спостережень;

$G_l = E \cdot \frac{1}{\sigma_0}$ - матриця вагових коефіцієнтів, E - одинична матриця;

σ_0 - середньоквадратична похибка датчика;

n - число спостережень (положень датчика); m - число невідомих параметрів.

Для нульової ітерації : параметри SF_a і b_a - оцінюються за методом SPM ;

$$L_0 = I_g, \hat{\xi}_0 = \xi_0 + \hat{\Delta}_0, \hat{L}_0 = L_0 + \hat{\delta}_0 .$$

$$\text{Для } i\text{-ї ітерації : } \xi_i = \hat{\xi}_{i-1}, L_i = \hat{L}_{i-1} ; \quad \hat{\xi}_i = \xi_i + \hat{\Delta}_i, \hat{L}_i = L_i + \hat{\delta}_i .$$

Щоб алгоритм працював належним чином, необхідно, щоб кількість вимірювань n було більше, ніж кількість невідомих. У зв'язку з цим в роботі

датчика було змодельовано 26 незалежних вимірювань, після кожного вмикання. Деякі з можливих положень показані на фіг. 5.1.

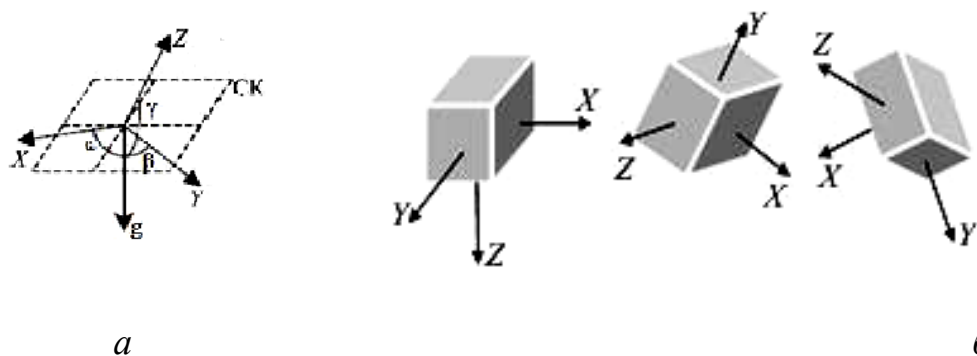


Рис.7.1, а – Орієнтація осей датчика відносно площини локальної системи координат; Рис.7.1, б – Приклад орієнтації БІНС для калібрування методами МРМ і ММРМ

Цей метод не вимагає спеціального вирівнювання БІНС з локальними осями СК, що дозволяє використовувати його в позалабораторних випробуваннях для високоточних приладів. Для інструментів середнього та низького класу точність калібрування акселерометра виконується методом МРМ, а для гіроскопа обчислюється лише зміщення нулів шляхом усереднення показників датчика. ММРМ використовується в роботі для оцінки невідомих параметрів.

В даній роботі був реалізований статичний алгоритм моделювання для формування оцінок параметрів моделі, здійснений експеримент з калібрування гіроскопа та акселерометра для МЕМС датчика MPU-6050 та отриманих результатів. Моделювання та експеримент проводили при обсязі зразка 4000.

Результати статистичного моделювання у вигляді значень параметрів та їх відносних середньоквадратичних похибок, а також значення

модельованих значень представлені на рис. 7.2., даний діапазон оцінок SF представлений разом з їх середнім значенням для двох обсягів вибірки.

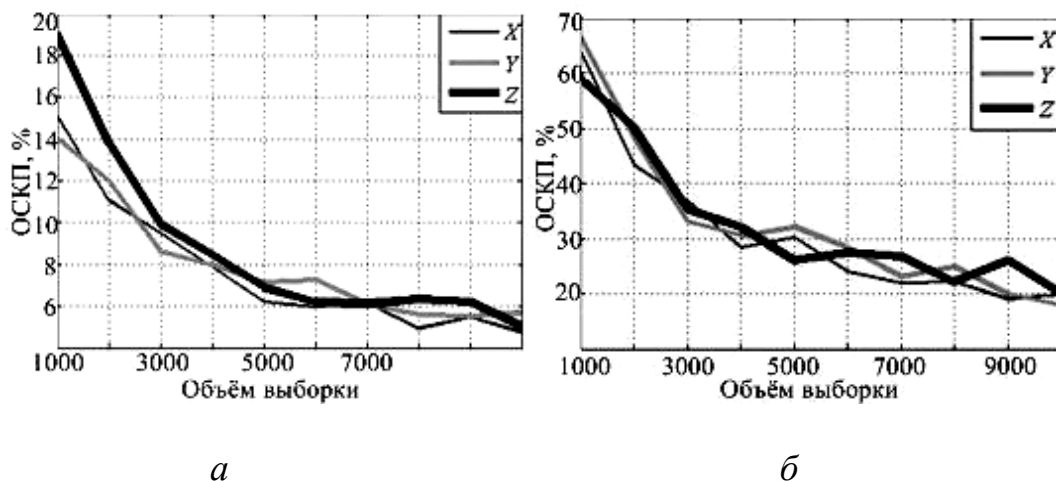


Рис.7.2 Залежність відносної середньоквадратичної похибки оцінки масштабного коефіцієнта від об'єму вибірки : а – для акселерометра, б- для гіроскопа

В результаті роботи були вивчені існуючі методи калібрування MEMС датчиків з точки зору застосування їх на практиці. Результати калібрування (моделювання) MEMС методом ММРМ дозволяють зробити наступні висновки:

1. Похибка оцінок параметрів при заданій кількості положень БІНС суттєво залежить від їх інформативності , яка пов'язана з незалежно отримуваними даними по всім трьом осям.

2. Точність оцінки параметрів залежить від об'єм вибірки при кожному положенні датчика, що також збільшує час процедури. Встановлено, що при об'ємах вибірки більше 7000 суттєвого збільшення точності не спостерігається.

3. При малих об'ємах вибірки оцінки параметрів є зміщеними. При збільшенні вимірів оцінки стають не зміщеними і їх дисперсії зменшуються пропорційно в $1/\sqrt{N}$ раз.

Файл заголовка (header file), наведений нижче, буде працювати з цифровими датчиками прискорення MPU6050, які підключені до плати Arduino через I2C протокол за адресою 0x68. Працездатність перевірена на платах Arduino Uno і Arduino Mega. Даний файл заголовка вимагає файл Wire.h перед додаванням "gyro_Accel.h". Крім того, перед викликом вбудованих функцій, треба форматувати шину I2Cс допомогою команди Wire.begin ();.

Даний заголовки включає в себе наступні глобальні змінні:

int accel_x_OC - Містить вимірювання положення акселерометра щодо осі x під час калібрування

int accel_y_OC - Містить вимірювання положення акселерометра щодо осі y при калібрування

int accel_z_OC - Містить вимірювання положення акселерометра щодо осі z при калібрування

int gyro_x_OC - Містить вимірювання положення гіроскопа щодо осі x

int gyro_y_OC - Містить вимірювання положення гіроскопа щодо осі y

int gyro_z_OC - Містить вимірювання положення гіроскопа щодо осі z

float temp_scaled - Містить абсолютне значення температури в градусах Цельсія

float accel_x_scaled - дані осі x акселерометра мінус дані калібрування

float accel_y_scaled - дані осі y акселерометра мінус дані калібрування

float accel_z_scaled - дані осі z акселерометра мінус дані калібрування

float gyro_x_scaled - дані гіроскопа щодо осі x мінус дані калібрування

float gyro_y_scaled - дані гіроскопа щодо осі y мінус дані калібрування

float gyro_z_scaled - дані гіроскопа щодо осі z мінус дані калібрування

Калібрування гіроскопа і акселерометра - це дуже важливий крок. Наведені значення для гіроскопа мають вигляд: "gyro_x_scaled =", так як для отримання кута повороту щодо осі за даними кутової швидкості, необхідно провести інтегрування. Якщо "gyro_x_scaled" містить помилку або невірно обрана база, ця помилка також інтегрується і перетворюється в значну похибку в результаті. Так що в ідеалі вимірювання повинні показувати нуль, якщо гіроскоп не рухається навколо будь-яких осей координат. На практиці досягти ідеалу практично неможливо, так що наше завдання - мінімізувати цю помилку. Крім того, для компенсації «дріфту», можна використовувати акселерометр для розрахунку кута нахилу, порівняння отриманих даних з результатами гіроскопа і наступною компенсацією даної похибки. Розрахунок кута буде розглянуто в цій статті окремо нижче.

На рисунках далі показано використання функції MPU6050_OffsetCal () безпосередньо в програмі в Arduino IDE.

Скетч Arduino для калібрування плати акселерометра / гіроскопа MPU6050:

```

#include <Wire.h>
#include "gyro_accel.h"
// Defining constants
#define dt 20 // time difference in milli seconds
#define rad2degree 57.3 // Radian to degree conversion
#define Filter_gain 0.95 // e.g. angle = angle_gyro*Filter_gain + angle_accel*(1-Filter_gain)
// *****
// Global Variables
// *****
unsigned long t=0; // Time Variables
float angle_x_gyro=0, angle_y_gyro=0, angle_z_gyro=0, angle_x_accel=0, angle_y_accel=0, angle_z_accel=0, angle_x=0, angle_y=0, angle_z=0;
// *****
// Main Code
void setup(){
  Serial.begin(115200);
  Wire.begin();
  MPU6050_ResetWake();
  MPU6050_SetGains(0,1); // Setting the lows scale
  MPU6050_SetDLPF(0); // Setting the DLPF to inf Bandwidth for calibration
  MPU6050_OffsetCal();
  MPU6050_SetDLPF(6); // Setting the DLPF to lowest Bandwidth
}

```

Рис.7.3 Скетч Arduino для калібрування плати акселерометра / гіроскопа MPU6050;

```

Resetting MPU6050 and waking it up.....
The gyro scale is set to 7.63 milli Degree/s
The accel scale is set to 1.20 milli m/s^2
Calibrating gyroscope .... dont move the hardware .....
.....
gyro_x register offset = -135
gyro_y register offset = 91
gyro_z register offset = -213
Calibrating accelrometer .... dont move the hardware .....
.....
Accel_x register offset = 416
Accel_y register offset = -83
Accel_z register offset = 8538

```

Рис.7.4 Результат роботи скетчу для калібрування в серійному моніторі

Розрахунок кута за допомогою гіроскопа триб050 :

Дані з гіроскопа мають вигляд:

$$gyro_x_scaled = \frac{d}{dt} \theta_x^{gyro}$$

$$gyro_y_scaled = \frac{d}{dt} \theta_y^{gyro}$$

$$gyro_z_scaled = \frac{d}{dt} \theta_z^{gyro}$$

Надалі ми будемо розглядати все на прикладі осі x. Для розрахунку кута необхідно проінтегрувати змінну "gyro_x_scaled"

$$T = t_n - t_{n-1}, \text{ где } n = \{1, 2, 3, \dots\}$$

є кількістю ітерацій

Так само варто відзначити, що на кожному часовому проміжку циклу значення "gyro_x_scaled" залишається однаковим.

Для реалізації дискретного інтегрування, будемо використовувати метод Ейлера як один з найбільш популярних алгоритмів. Математично інтегрування методом Ейлера можна записати в такий спосіб:

$$\theta_x^{gyro}(t_n) = gyro_x_scaled * T + \theta_x^{gyro}(t_{n-1})$$

Ми припускаємо, що початкові кути щодо осей x, y, z після калібрування рівні 0, 0 і 90 градусів відповідно, так що для ітерації n = 0:

$$\theta_x^{gyro}(t_0) = 0^\circ, \theta_y^{gyro}(t_0) = 0^\circ, \theta_z^{gyro}(t_0) = 90^\circ$$

Значення T (час кожної ітерації) і динаміка самого гіроскопа (як швидко і наскільки нелінійно змінюються кути), значним чином впливає на

точність розрахунків. Чим повільніше змінюються кути і чим менше проміжок між ітераціями, тим точнішим буде результат. У цьому сенсі шкода, що плати Arduino досить повільні, кристали у них працюють з частотою 16 МГц і зняття вимірів кожні 10-20 мс стає досить складним (з огляду на той факт, що процесор зайнятий не тільки розрахунком кута, але і іншими паралельними завданнями). Ми можемо використовувати T у вигляді змінної або константи, я, особисто, вважаю за краще використовувати константу для кожного циклу. У проекті динамічні чинники не враховувалися, просто використовувалася частота ітерацій з розривом в 20 мс (0.02 с).

Похибка гіроскопа - «дрифт» (drift)

Через неідеальне калібрування гіроскопа, "gyro_x_scaled" ніколи не дорівнює нулю і з часом "angle_x_gyro" змінює свої значення. Для вирішення даної проблеми, проводиться розрахунок кута за допомогою акселерометра і отримані значення порівнюються з кутом гіроскопа. Так як модуль MPU6050 розташовується горизонтально, прискорення по осі z $1g$ (тобто, 9.81) як це показано на рисунку 5.5. Ми можемо використовувати цей вектор прискорення і його проекцію на вісь y для розрахунку кута між осями x та y .

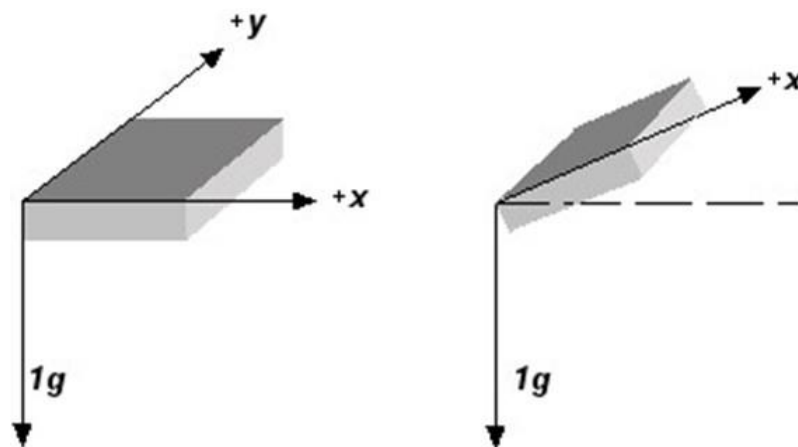


Рис.7.5 Прискорення по осі z

Кут, який розраховується за допомогою акселерометра, розраховується за залежністю:

$$\theta_x^{accel} = \tan^{-1} \frac{accel_x_scaled}{\sqrt{accel_y_scaled^2 + accel_z_scaled^2}}$$

$$\theta_y^{accel} = \tan^{-1} \frac{accel_y_scaled}{\sqrt{accel_x_scaled^2 + accel_z_scaled^2}}$$

Основними проблемами при визначенні кута нахилу за допомогою акселерометра є: сильна зашумленість сигналу і дуже сильна чутливість до вібрацій, без яких жоден механізм не працює. Більш того, еліпрі переміщенні MPU6050 уздовж однієї з осей координат, отримані значення будуть заважати розрахунку кута. Так що для кращого результату, кути з гіроскопа і акселерометра об'єднуються за допомогою фільтра:

$$\theta_x = Filter_gain * \theta_x^{gyro} + (1 - Filter_gain) * \theta_x^{accel}$$

Остаточне рівняння для визначення кута нахилу набуває вигляду:

$$\theta_x^{gyro}(t_n) = gyro_x_scaled * T + \theta_x(t_{n-1})$$

На рисунку 5.6 нижче наведена імплементація отриманих залежностей в оболонці Arduino IDE

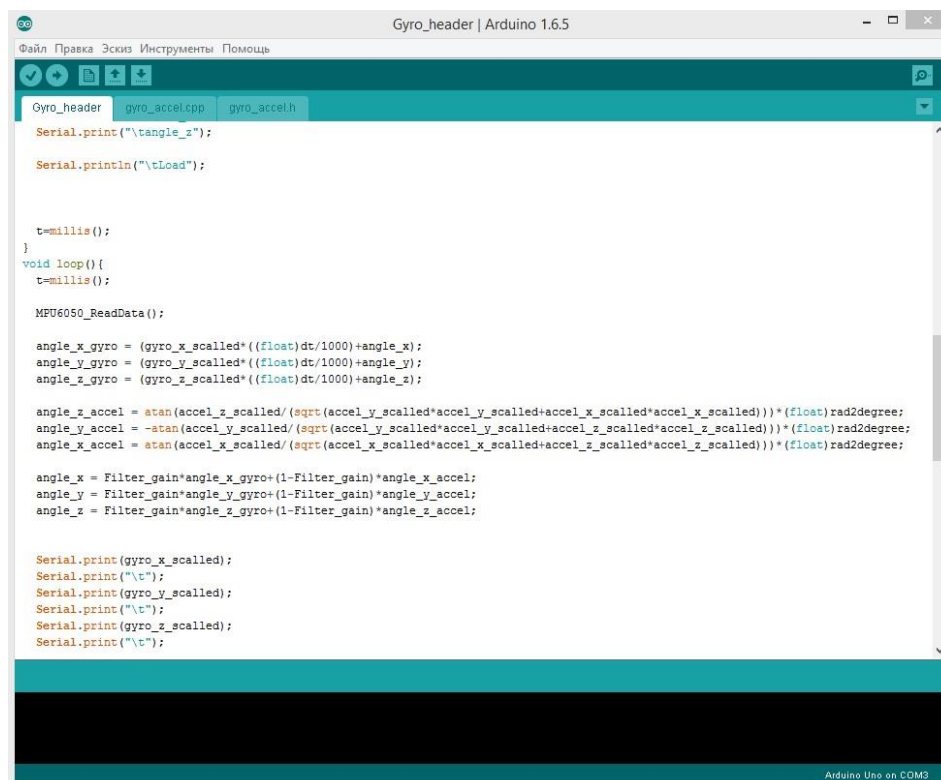
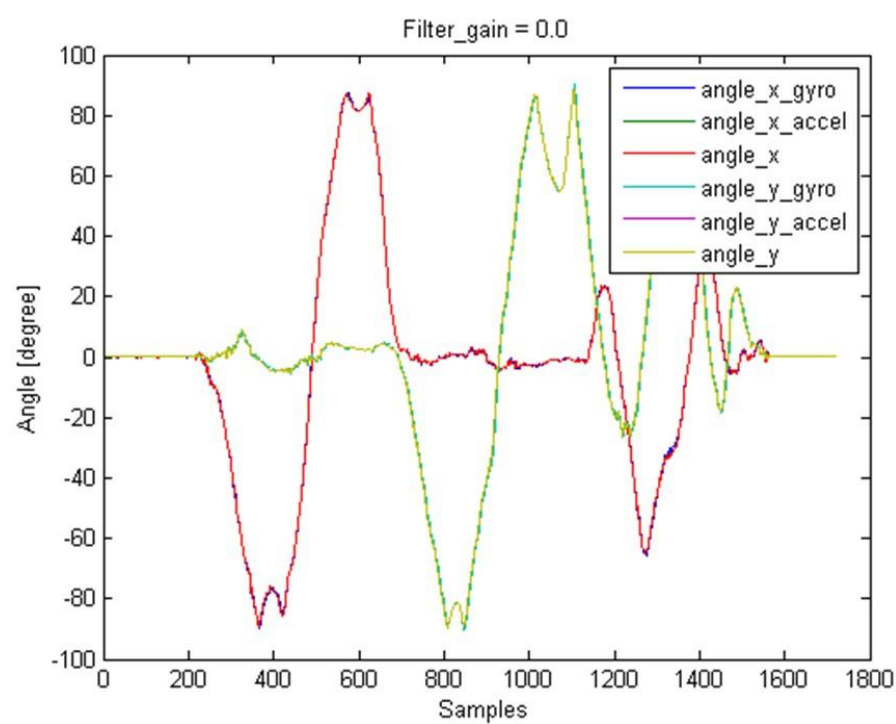
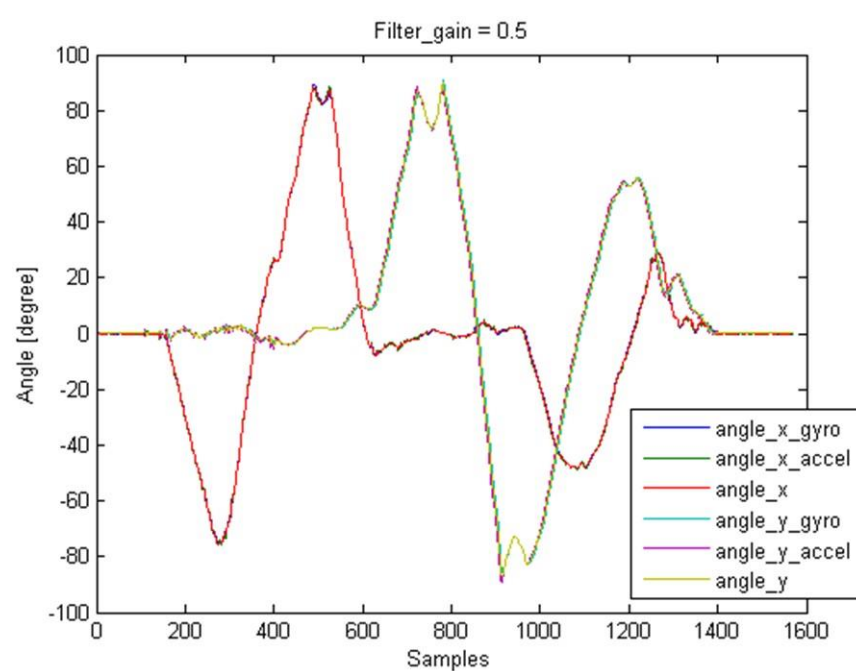


Рис.7.6 Остаточний розрахунок кута нахилу і підбір коефіцієнтів посилення для фільтра

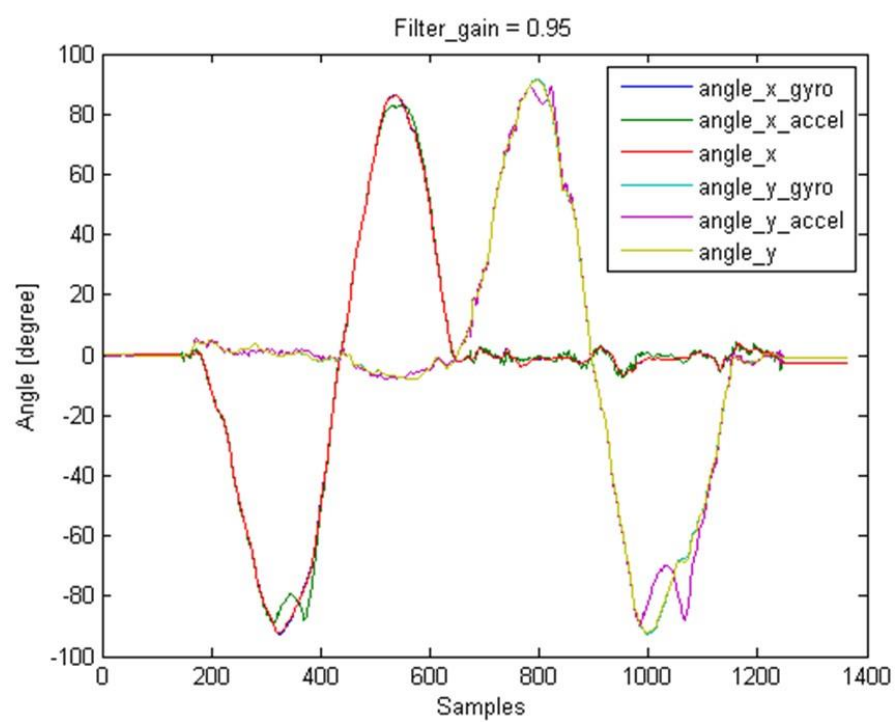
Результати знімалися для різних параметрів коефіцієнтів посилення фільтра і приведені на малюнках по порядку. Коефіцієнт посилення 1 означає, що фактично йдуть вимірювання тільки з гіроскопа. Можна помітити, що в кінці $angle_x$ і $angle_y$ відхиляються від значень, розрахованих за допомогою значень з акселерометра.



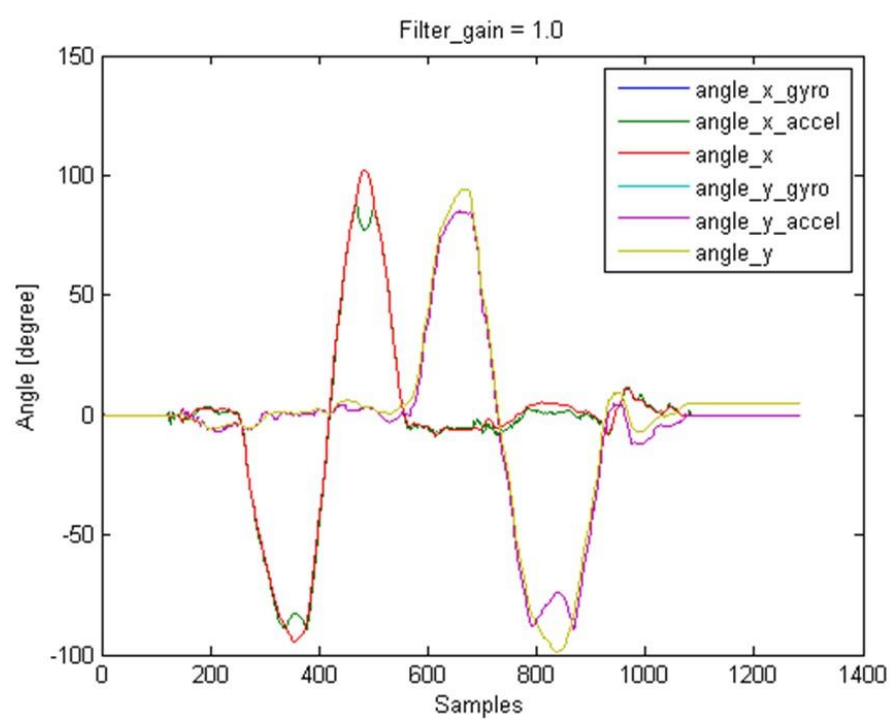
a)



6)



B)



r)

Рис.7.7 Результат калібрування плати акселерометра / гіроскопа MPU6050 з різним коефіцієнтом підсилення фільтра: а) 0; б) 0.5; в) 0.95; г) 1 ;

У моєму випадку, для подальшого проекту використовувався коефіцієнт посилення 0.95. Залежно від динаміки системи, можна його підвищувати, але не до 1, так як значення будуть сильно відхилятися від істинних.

Базуючись на пропонованих методиках в роботі були розроблені алгоритми перед польотного калібрування датчиків кутової швидкості.

Процес калібрування – це наступний підготовчий етап робіт ІСКВ. У багатьох дослідженнях пропонується калібрувати датчики БІНС, використовуючи алгоритми калмановської фільтрації, що базуються на математичних моделях похибок інерціальних вимірників або на математичній моделі всієї інерціальної-супутникової навігаційної системи (ІСНС).

Узагальнене рівняння стану похибок вимірювання ІСНС має вигляд:

$$\dot{\mathbf{V}}_{\text{існс}, k} = \mathbf{\Phi}_{\text{існс}, k} \mathbf{V}_{\text{існс}, k-1} + \boldsymbol{\xi}_{\text{існс}}$$

$$\text{де } \mathbf{\Phi}_{\text{існс}, k} = \begin{vmatrix} \mathbf{\Phi}_{\text{інс}, k} & 0 \\ 0 & \mathbf{\Phi}_{\text{снс}, k} \end{vmatrix} - \text{відома матриця системи, що сформована}$$

на основі матриць $\mathbf{\Phi}_{\text{інс}}$, $\mathbf{\Phi}_{\text{снс}}$ моделей корельованих складових похибок інерціальної та супутникової навігаційних систем;

$$\boldsymbol{\xi}_{\text{існс}, k} = \begin{vmatrix} \xi_{\text{інс}, k} \\ \xi_{\text{снс}, k} \end{vmatrix} - \text{вектор гаусівських шумів з матрицею дисперсії } \mathbf{Q}_{\text{існс}, k},$$

які отримані з білошумних складових похибок двох навігаційних систем.

Рівняння для оцінки $\hat{\mathbf{V}}_{\text{існс}, k}$ з урахуванням певних допущень виходять із загальних рівнянь оптимальної фільтрації і мають вигляд:

$$\hat{\mathbf{V}}_{\text{існс}, k} = \tilde{\mathbf{V}}_{\text{існс}, k|k-1} + \mathbf{K}_{\phi, k} (\mathbf{Z}_{\text{снс}, k} - \hat{\mathbf{Z}}_{\text{існс}, k});$$

$$\hat{\mathbf{Z}}_{\text{існс}, k} = \mathbf{G}(\mathbf{Z}_{\text{існс}, k} - \mathbf{M}_{\text{існс}, k} \tilde{\mathbf{V}}_{\text{існс}, k|k-1}) + \mathbf{M}_{\text{снс}, k} \tilde{\mathbf{V}}_{\text{снс}, k|k-1};$$

$$\tilde{\mathbf{V}}_{\text{знін}, k|k-1} = \hat{\mathbf{O}}_{\text{знін}, k} \mathbf{V}_{\text{знін}, k-1}; \tilde{\mathbf{V}}_{\text{зін}, k|k-1} = \hat{\mathbf{O}}_{\text{зін}, k} \mathbf{V}_{\text{зін}, k-1}; \tilde{\mathbf{V}}_{\text{нін}, k|k-1} = \hat{\mathbf{O}}_{\text{нін}, k} \mathbf{V}_{\text{нін}, k-1};$$

$$\mathbf{K}_{\hat{\mathbf{O}}, k} = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{N}_k)^{-1};$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \hat{\mathbf{O}}_{\text{знін}, k} \mathbf{P}_{k-1} \hat{\mathbf{O}}_{\text{знін}, k}^T + \mathbf{Q}_{\text{знін}, k};$$

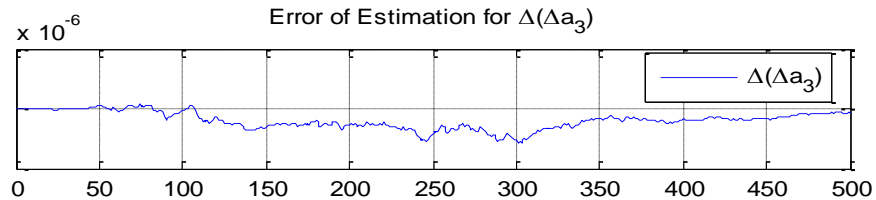
$$\mathbf{P}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} - \mathbf{K}_{\hat{\mathbf{O}}, k} \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1};$$

$$\mathbf{H}_k = \frac{\partial}{\partial \mathbf{V}_{\text{знін}, k}} [\mathbf{G}(\mathbf{Z}_{\text{зін}, k} - \hat{\mathbf{I}}_{\text{зін}, k} \mathbf{V}_{\text{зін}, k}) + \hat{\mathbf{I}}_{\text{нін}, k} \mathbf{V}_{\text{нін}, k}]_{\mathbf{V}_{\text{зін}, k} = \tilde{\mathbf{V}}_{\text{зін}, k|k-1}},$$

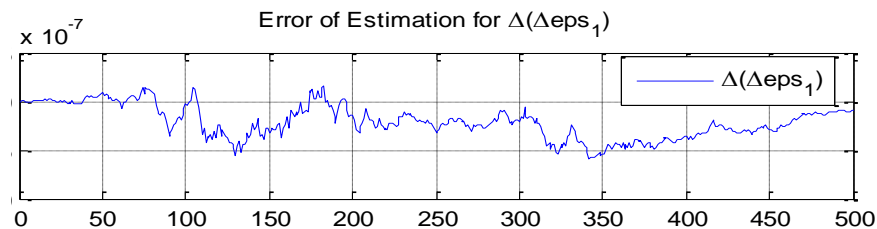
де $\mathbf{Z}_{\text{нін}}, \mathbf{Z}_{\text{зін}}$ – вектори спостережень з виходів СНС і ІНС; \mathbf{G} – відома матриця векторної функції $\mathbf{G}(\mathbf{X}_k)$, що зв'язує радіонавігаційні параметри сигналові з оцінюваним вектором стану \mathbf{X}_k ; $\mathbf{M}_{\text{нін}}, \mathbf{M}_{\text{зін}}$ – відомі матриці завад процесу спостережень на виходах СНС і ІНС; $\hat{\mathbf{Z}}_{\text{знін}}$ – оцінка векторові спостереження; $\tilde{\mathbf{V}}_{\text{знін}}, \tilde{\mathbf{V}}_{\text{зін}}, \tilde{\mathbf{V}}_{\text{нін}}$ – помилки оцінювання похибок комплексної системи, а також похибок ІНС і СНС; $\tilde{\mathbf{V}}_{\text{існс}, k|k-1}$ і $\mathbf{P}_{k|k-1}$ – відповідно помилки оцінювання похибок ІНС і СНС і коваріаційна матриця \mathbf{P} для моментів k , які розраховані на основі k вимірювань у попередні моменти години $k-1, k-2$; \mathbf{H} – матриця вимірювань для вектора спостереження; \mathbf{N} – кореляційна матриця.

Природно, що модель матриці похибок системи містить складові дрейфів інерціального модуля MEMS-датчиків, тому фільтр Калмана виробляє оптимальну оцінку систематичної складової погрішності цих датчиків з точки

зору мінімуму помилки оцінювання. Результати моделювання процесів калібрування акселерометра (похибка оцінювання $\Delta(\Delta a_3)$) і датчики кутової швидкості (похибка оцінювання $\Delta(\Delta \epsilon_{ps1})$) з використанням калманівської фільтрації наведені на рис. 7.8.



а)



б)

Рис.7.8 а),б) - результати моделювання процесів калібрування

Тривалість такої процедури калібрування досить велика й складає десь порядкові 10 хв. Тому пропонується передстартове калібрування датчиків кутової швидкості ІСКВ з крену й тангажу (основні джерела похибок числення кутової орієнтації) здійснювати при виставленій системі, використовуючи інформацію про помилки формування інтегральної корекції, зокрема, про помилки алгоритмів числення в ІСКВ складових швидкості польоту (на етапі передстартового калібрування ці складові дорівнюють нулю).

Спрощений контур калібрування ДКШ представлений на рис.7.9.

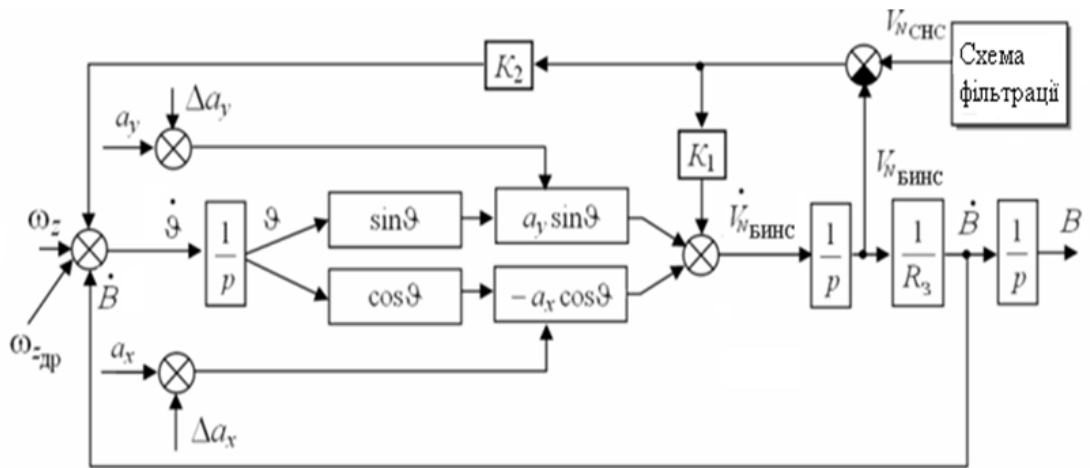


Рис.7.9 Спрощений контур калібрування ДКШ

Формуючи при калібруванні додатковий контур корекції з ланцюгами швидкісного зворотного зв'язку, який забезпечить зменшення періоду з одночасним демпфірування шулеровських коливань (на етапі такого калібрування доводиться жертвувати інваріантністю системи по відношенню до ударів і вібрацій), можна за коефіцієнтами підсилення в цих ланцюгах судити про значення систематичний складових погрішностей MEMS-датчиків кутової швидкості. У ланці додаткового контурові інтегральної корекції, який уводиться в коло формування проекцій вектора абсолютної кутової швидкості на осі зв'язаної системи координат необхідно врахувати проекції кутової швидкості обертання Землі, тобто вважати що

$$\omega_{y\Sigma} = \omega_{y\text{ЛА}} - \omega_{y\text{NHE}};$$

$$\omega_{x\Sigma} = \omega_{x\text{ЛА}} - \omega_{x\text{NHE}};$$

$$\omega_{z\Sigma} = \omega_{z\text{ЛА}} - \omega_{z\text{NHE}},$$

де $\omega_{y\text{ЛА}}$, $\omega_{x\text{ЛА}}$, $\omega_{z\text{ЛА}}$ – проекції кутової швидкості ЛА відносно інерціального просторові на осі зв'язаної СК, які на етапі калібрування

дорівнюють величині систематичного дрейфові відповідного датчика кутової швидкості;

$\omega_{x_{NHE}}, \omega_{y_{NHE}}, \omega_{z_{NHE}}$ – проекції кутової швидкості навігаційного тригранника відносно інерціального просторові на осі зв'язаної СК, які на етапі калібрування враховують тільки проекції кутової швидкості обертання Землі $\Omega_N = \Omega_3 \cos B$; $\Omega_H = \Omega_3 \sin B$; $\Omega_E = 0$

$$\begin{bmatrix} \omega_{x_{NHE}} \\ \omega_{y_{NHE}} \\ \omega_{z_{NHE}} \end{bmatrix} = \mathbf{B}^T \begin{bmatrix} \Omega_N \\ \Omega_H \\ \Omega_E \end{bmatrix}$$

де B – географічна широта точки старту БПЛА; \mathbf{B} – матриця направляючих косинусів між осями зв'язаного й осями навігаційного тригранника.

Тривалість пропонованої процедури калібрування значно менше й складає десятки секунд. Калібрування азимутального гіроскопа при наявності в складі ІСКВ магнітометра можна здійснювати й в польоті за інформацією про нев'язку численних і вимірюваних значень швидкостей зміни курсу.

Аналізуючи пропонований спосіб калібрування, можна узагальнити, що калібрування здійснюється за алгоритмами аналогічними алгоритмам робочого режиму ІСКВ, використовуючи інформацією не про зашумлені сигнали інерціальних вимірників, а інформацію ІСКВ по кутах орієнтації та про значення північної і східної складової лінійної швидкості, які є при калібруванні похибками системи. Виставка і калібрування ІСКВ БПЛА від

апаратури стартової катапульти значно прискорює й покращує точність цих процедур.

Для підтвердження цього інженерного аналізу було проведено математичне моделювання розроблених алгоритмів.

Результати досліджень робочих режимів ІСКВ (точність числення параметрів кутової орієнтації, зокрема кута тангажа) після проведення процедури передстартового калібрування датчиків кутової швидкості у порівнянні з не відкаліброваними датчиками наведені на рис. 5.10. При дослідженнях використовувалась модель ІСКВ, модель супутникової системи навігації, як еталона, але викривлена білим шумом навігаційна система й модель схеми, що реалізує процедуру передстартового калібрування. При моделюванні не стабільного вектора систематичних похибок модуля ІММД використовувався білошумний формуючий фільтр.

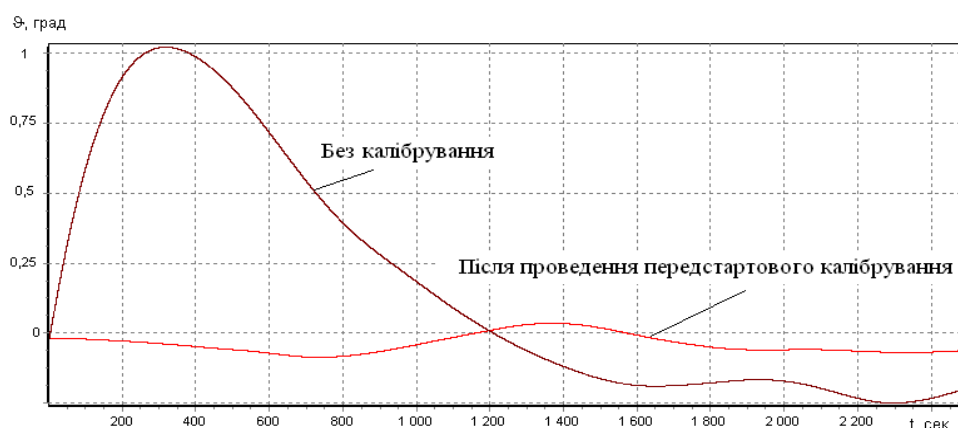


Рис.7.10 Результати досліджень без калібрування і після проведення передстартового калібрування

Результати моделювання свідчать про суттєве зменшення похибки числення параметрів кутової орієнтації після проведення процедури передстартового калібрування.

Аналіз похибок МЕМС датчика кутової швидкості показує, що квазістаціонарна складова дрейфу датчика з часом змінюється, що суттєво впливає на похибки вимірювання кутової орієнтації, тому тільки одного передстартового калібрування недостатньо для забезпечення прийнятних точнісних характеристик вимірника. Виникає доцільність здійснювати періодичне або безперервне польотне калібрування ММДКШ та корекцію ГВВ за інформацією про оцінені значення параметрів кутової орієнтації.

Оцінені значення кутової швидкості $\hat{\omega}_x, \hat{\omega}_z$ можна отримати з наступних рівнянь:

$$\begin{aligned}\hat{\omega}_x &= \hat{\gamma} + \psi \sin \hat{\vartheta}; \\ \hat{\omega}_z &= \hat{\vartheta} \cos \hat{\gamma} - \psi \cos \hat{\vartheta} \sin \hat{\gamma},\end{aligned}$$

де $\hat{\gamma}, \hat{\vartheta}$ – оцінені значення кутів крену та тангажа; $\hat{\gamma}, \hat{\vartheta}$ – швидкість зміни параметрів кутової орієнтації, яка формується шляхом звичайного диференціювання. Інформація про ψ може бути отримана від МЕМС магнітометра, який зазвичай використовується на БПЛА як вимірник магнітного курсу.

Оцінені значення кутової швидкості можна також отримати зі спрощених рівнянь:

$$\begin{aligned}\hat{\omega}_x &\approx \hat{\gamma}; \\ \hat{\omega}_z &\approx \hat{\vartheta} \cos \hat{\gamma}.\end{aligned}$$

Тут враховується, що при певних ustalених значеннях кутової швидкості розвороту ψ схема компенсації вимикається.

За оціненими значеннями кутової швидкості та значеннями кутової швидкості, що надходять від ММДКШ, обчислюються поточні значення дрейфу нуля датчика за відповідною віссю, які у нь використовуються для польотного калібрування ММДКШ.

Для здійснення корекції ГВВ використовується різниця між поточними значеннями параметрів кутової орієнтації та їх оцінками.

Читання датчика ускладнюється наявністю сильного шуму всіх компонентів MEMS датчика. Графік обчисленого значення дрейфу MEMS датчиків показаний на рис. 7.11.

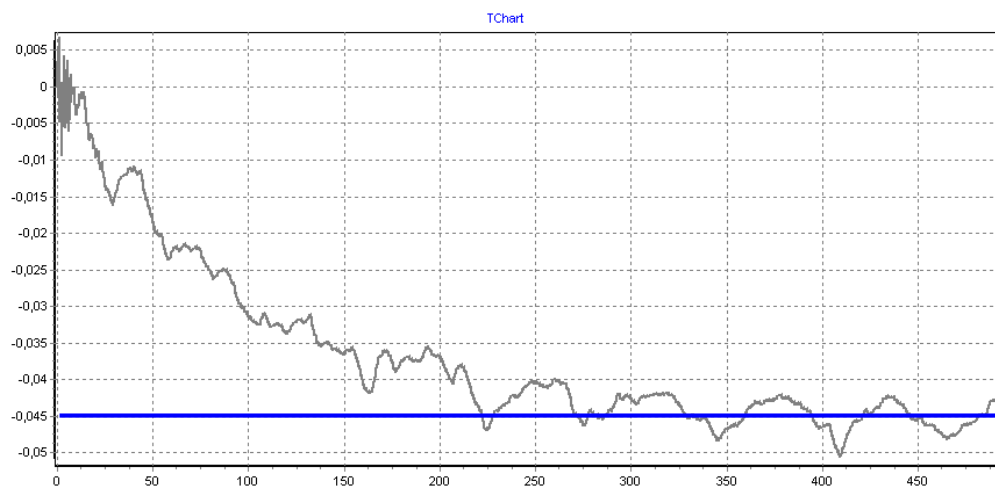


Рис.7.11. Графік обчисленого значення дрейфу MEMS датчиків

Для оцінки середнього значення вимірюваної на основі вартості підходу зачумленого сигналу полягає в обчисленні середнього значення зразка та стандартне відхилення (стандартне відхилення) розсіювання значень випадкової величини відносно її очікувань.

Стандартне відхилення використовується для розрахунку стандартної помилки середнього арифметичного, побудова довірчих інтервалів для

статистичного тестування гіпотез, вимірювання лінійної залежності між випадковими величинами.

Стандартне відхилення:

$$\sigma = \frac{1}{n} \sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}$$

Стандартне відхилення (стандартне відхилення випадкової величини X по відношенню до його очікувань на основі об'єктивної оцінки його дисперсії)

$$s = \sqrt{\frac{n}{n-1} \sigma^2} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}$$

де σ^2 - дисперсія;

x_i -й елемент вибірки,

n -розмір вибірки;

\bar{x} -середнє арифметичне вибірки:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i = \frac{1}{n} (x_1 + \dots + x_n).$$

Розмір вибіркової сукупності дорівнює 100. Результати записуються у файл даних і обробляються. Розрахункове середнє арифметичне вибірки і стандартне відхилення. Після цього масив даних відповідає перезапису

випадкових даних про викиди в надлишку , замінюється на середнє арифметичне вибірки.

Фрагмент коду, який реалізує оцінку середнього значення, вибірки показаний далі

```
floatget_value(float *a,floatb_v);  
  
floatget_value(float  
*a,floatbasic_value)  
  
{  
  
float sum=0,sum_2=0;  
  
floatsko;  
  
floatbv_l,bv_r;  
  
chari;  
  
//Find simple mean  
  
for (i=0;i<C;++i)  
  
{  
  
sum += a[i];
```

```
}//for  
  
sum /= C;//sum = sum/C;  
  
for (i=0;i<C;++i)
```



```

{
sum_2 += (a[i] - sum)*(a[i] - sum);
} //for

sko = sqrt(sum_2/(C));

bv_l = basic_value - sko;

bv_r = basic_value + sko;

sum = 0;

//Filter array
for (i=0;i<C;++i)
{
if (a[i] <bv_l)

a[i] = bv_l;

if (a[i] >bv_r)

a[i] = bv_r;

//Find si,ple mean

sum += a[i];

} //for

```

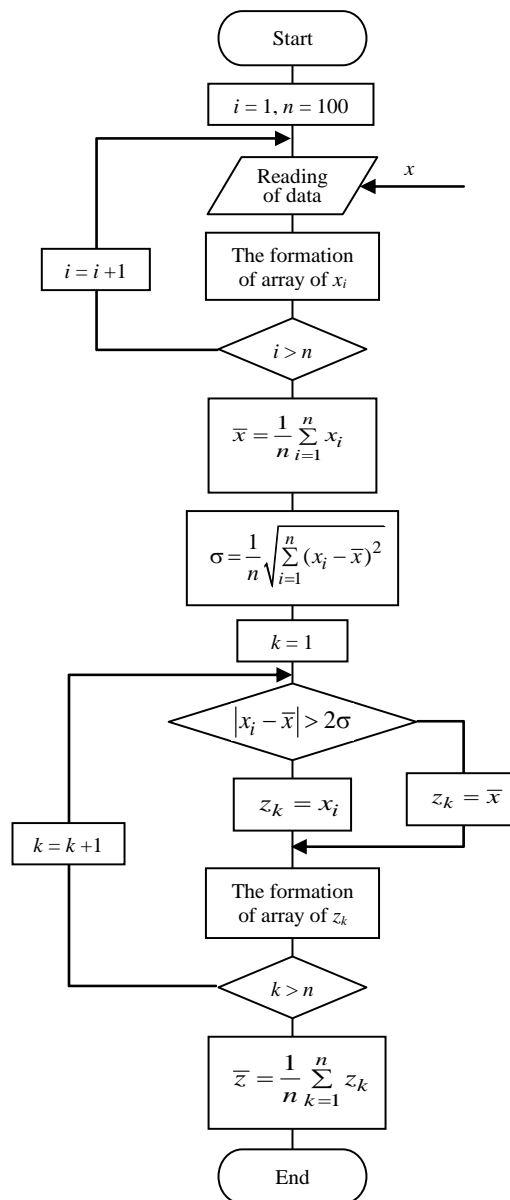


Рис. 7.12 Структурна схема алгоритму оцінювання середнього значення дрейфу нуля.

Розділ 8

Дослідження пропонованих алгоритмів калібрування

Результати досліджень схем компенсації з динамічним фільтром третього порядку і одночасної роботи схем калібрування і корекції польоту ілюструються на рис. 8.1.

Після завершення перехідних процесів у схемах комплексоутворення та калібрування (цей час головним чином визначається часом збіжності алгоритмів фільтрації), ГВВ переходить у робочий режим, показуючи гарні фільтруючі властивості і прийнятну точність вимірювання параметрів кутової орієнтації. Зокрема, точність каліброваного ГВВ не менше точності оцінки параметрів кутової орієнтації.

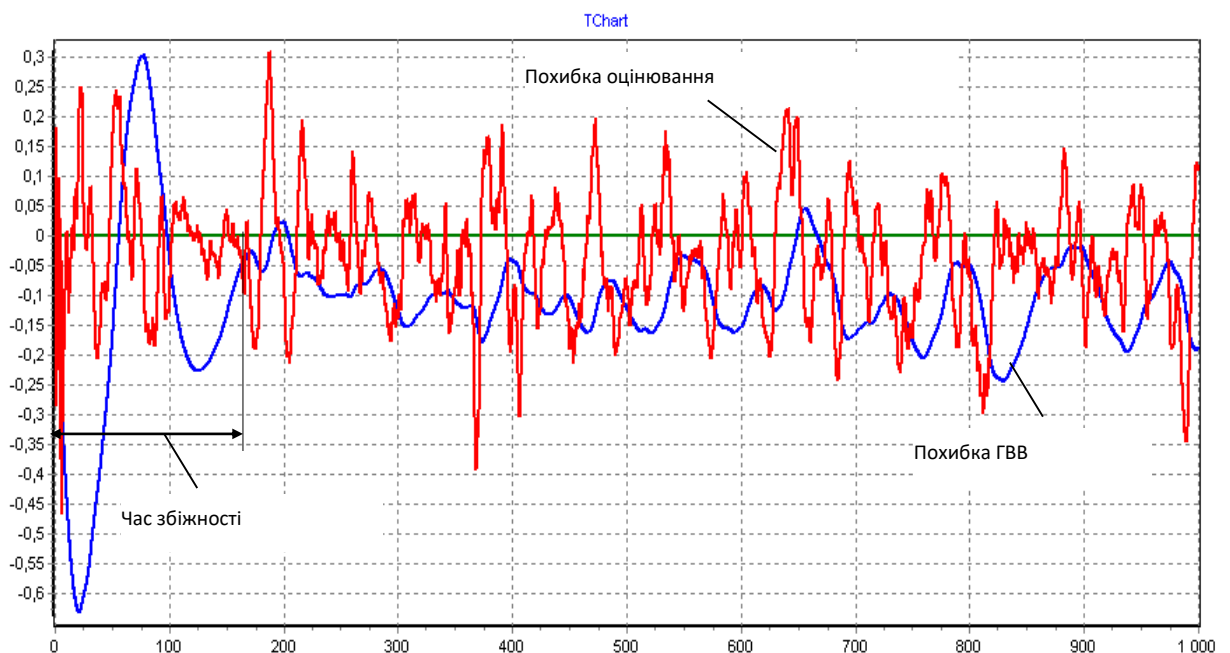


Рис. 8.1 Результати досліджень алгоритмів польотного калібрування та корекції

Кафедра АКІК

НАУ 20 15 01 000 ПЗ

Виконав	Рявкін М.О.		
Керівник	Філяшкін М.К.		
Консульт.			
Н.Контр.	Тупіцин М.Ф.		
Зав.каф	Синеглазов В.М.		

*Датчик кутової орієнтації
мініатюрних безпілотних
літальних*

Літера	Аркуш	Аркушів
<i>204м 151</i>		

Для вивчення динамічних характеристик ММГВ при моделюванні утворювалася ідеальна кутова швидкість і відповідний ідеальний параметр кутової орієнтації кута, який порівнювався з вимірюваними параметрами.

Результати моделювання, проілюстровані на рис. 8.2, вказують цілком прийнятні динамічні характеристики запропонованої ММГВ.

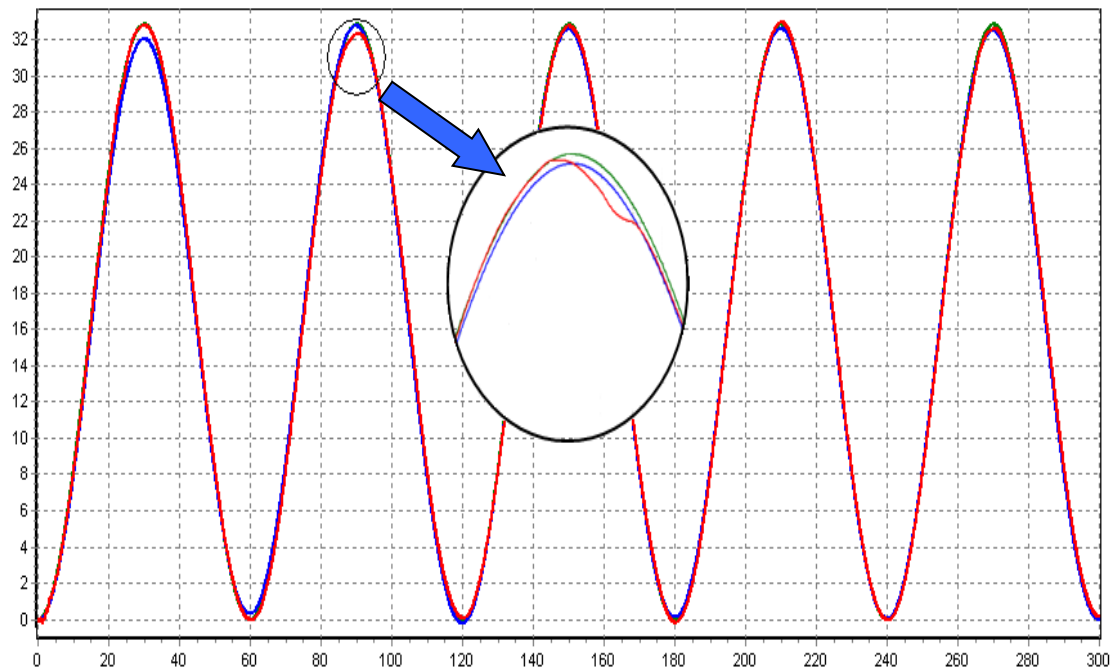


Рис. 8.2. Результати досліджень динамічних характеристик
ММГВ

Аналіз вихідних сигналів ММА та інтегрованого сигналу ММАVS вказує, що помилки в їх вимірах знаходяться в різних діапазонах частот. Тому метод взаємної компенсації ідеально підходить для вирішення проблеми інтеграції цих датчиків.

Результати дослідження інтегрованих гіровертикалей, побудованих на основі компенсаційних схем з фільтром третього порядку з одночасним

функціонуванням схем калібрування і корекції, показують хороші фільтруючі властивості і прийнятну точність вимірювання параметрів кутової орієнтації.

Аналіз результатів моделювання показує принципову можливість недовгого польоту з автономного ММГВ після роботи перемикача корекції.

РОЗДІЛ 9.

ОХОРОНА ПРАЦІ

В дипломному проекті розглядається побудова системи підвищення точності знімання даних з мікроелектромеханічного гіроскопа. На стадії проектування є необхідним розробка алгоритмів та функціональних схем системи, що потребує використання ЕОМ. Отже, суб'єктом дипломного проекту є інженер програміст лабораторії, що займається проектуванням даної системи.

До роботи з ЕОМ допускаються працівники, що не мають медичних протипоказань, пройшли вчасно періодичний медичний огляд, інструктаж і навчання правилам техніки безпеки і виробничої санітарії.

Основним місцем роботи інженера програміста є конструкторська лабораторія авіаційного підприємства чи науково-дослідного інституту.

9.1. Опис робочого місця суб'єкта ДП

Для лабораторії вибране приміщення з наступними геометричними параметрами: ширина – 4м, довжина – 6.5м, площа – 26 м², висота стелі – 3 м. Будівля та приміщення спорудженні згідно з вимогами ДБН 2.09.04-87 “Адміністративні та побутові будівлі”. Приміщення лабораторії обладнане чотирма робочими місцями для інженерів програмістів. Об'єм виробничого приміщення на одного працівника складає 19,5 м³, площа приміщення — 6.5 м² з урахуванням максимального числа працівників в одну зміну. План робочого приміщення зображений на рисунку 9.1.

Кафедра АКІК				НАУ 20 15 01 000 ПЗ			
Виконала	Рявкін М.О.			Датчик кутової орієнтації мініатюрних безпілотних літальних	Літера	Аркуш	Аркушів
Перевірів	Філяшкін М.К.						
Консульт	Козлітін О.О.						
Н.контрол.	Тупіцин М.Ф.						
Прийняв	Синеглазов ВМ.						
					204м 151		

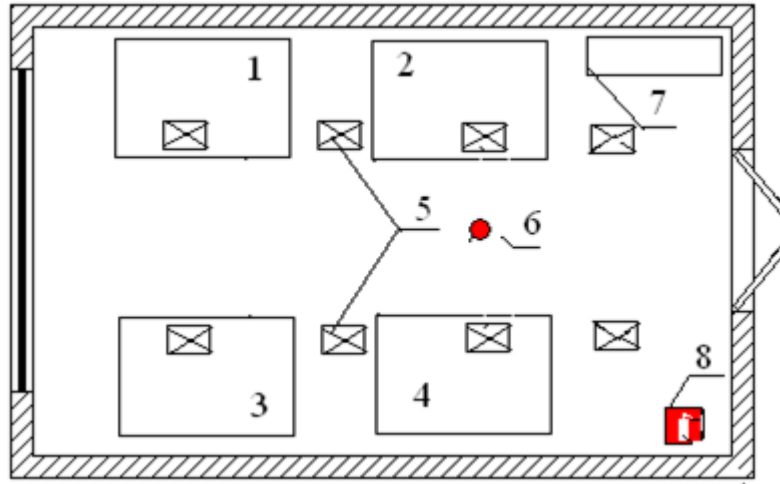


Рисунок 9.1 - План робочого приміщення

1-4-Робочі місця, 5-світильники, 6-протипожежні датчики, 7-шафа, 8-вогнегасник

Основний виробничий процес полягає в розробці алгоритмів, технічної документації та написанні програмного забезпечення, що потребує використання ЕОМ.

В приміщенні розташовані чотири робочих місця. Всі вони обладнані ПК з рідкокристалічними моніторами, приєднані до локальної мережі. На столі додатково встановлені телефон, принтер. Освітлення приміщення здійснюється за допомогою люмінесцентних ламп, які не забезпечують належну якість освітлення

Робота інженера програміста пов'язана з значним зоровим навантаженням, що вимагає забезпечення належного освітлення; пов'язана з використанням ЕОМ, що є джерелом підвищеного рівня шуму на робочому місці, також джерелом неіонізуючих електромагнітних полів та випромінювань. Трудова діяльність програміста пов'язана з постійним перебуванням працівників в приміщенні, тому для комфортних умов праці необхідно створити належний мікроклімат в лабораторії. Праця інженера програміста є напруженою, так як вимагає рішення складних завдань, тривалого спостереження за відеотерміналами, також працівник несе відповідальність за функціональну якість основної роботи.

9.2. Перелік шкідливих та небезпечних виробничих чинників.

Шкідливі виробничі чинники, що діють на працівника комп'ютерної лабораторії:

1. Недостатній рівень штучного освітлення
2. Мікроклімат
3. Підвищений рівень шуму на робочому місці.
4. Неіонізуючі електромагнітні поля і випромінювання
5. Напруженість праці

9.3 Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників

Недостатній рівень штучного освітлення. Освітлення на робочому місці програміста повинно бути таким, щоб працівник міг без напруги зору виконувати свою роботу. Для забезпечення необхідних характеристик штучного освітлення потрібно встановити необхідну кількість освітлювальних приладів, що забезпечать норми передбаченні в ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення».

Розрахунок освітленості робочого місця зводиться до вибору системи освітлення, визначенню необхідного числа світильників, їхнього типу і розміщення. Процес роботи програміста в таких умовах, коли природне освітлення недостатньо або відсутній. Виходячи з цього, розрахуємо параметри штучного освітлення.

Згідно норм ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення». Роботу програміста, оптимальне значення освітленості складає $E = 300-500 \text{ Лк}$, але фактичне освітлення приміщення складає всього 220 лк. Отже, необхідно вжити заходів для збільшення освітленості приміщення.

Для освітлення обираємо світлодіодні лампи ML-T8-13W. Напруга освітлювальної мережі – 220В, джерело живлення – побутова електромережа 220В, 50Гц.

Згідно з ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення» дане приміщення не відноситься до тих, що потребують аварійного та чергового освітлення.

9.4. Мікроклімат робочої зони.

Відповідно до ГН 3.3.5-8-6.6.1 2002 «Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу» праця інженера-програміста за важкістю відноситься до оптимальної (легке фізичне навантаження).

Основним документом, який регламентує норми мікроклімату робочої зони є ДСН 3.3.6.042-99 «Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень».

Значення параметрів оптимальних та допустимих параметрів мікроклімату згідно з ДСН 3.3.6.042-99 « Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень » для приміщень , та фактичних параметрів представленні в табл..8.1.

Таблиця 8.1

Період року	Параметр мікроклімату	Значення		
		Оптимальне	Допустиме	фактичне
Холодний	Температура повітря в приміщенні	22-24°C	25-21°C	23°C
	Відносна вологість	60 - 40%	75%	35%
	Швидкість руху повітря	0,1м/с	до 0,1м/с	0,1м/с
Теплий	Температура повітря в приміщенні	23 - 25°C	28-22°C	24°C
	Відносна вологість	60 - 40%	55% при t=28°C	55%
	Швидкість руху повітря	0,1 м/с	0,2-0,1м/с	0,1м/с

Значення фактичної вологості повітря в приміщенні в холодний період - 35%, не потрапляє в діапазон допустимих значень - 22-24°C. Отже, в холодну пору року в приміщенні необхідно використовувати зволожувач повітря,пропонується використання ультразвукового зволожувача Polaris PUN 0407.

9.5. Підвищений рівень шуму на робочому місці

Підвищений рівень шуму в комп'ютерній лабораторії спричинений чотирма ПК, чотирма телефон-факсами, принтером, а також гудінням пускового реле світильників. Фактичне значення рівня шуму становить 88-92 дБ, коли допустимий рівень звуку становить \leq ГДР, а саме 50 дБ. Методи вимірювання шуму та допустимі рівні звукового тиску у октавних смугах частот, еквівалентні рівні звуку на робочому місці регламентовані ДСН 3.3.6.037-99.

Шум погіршує умови праці здійснюючи шкідливу дію на організм людини. Працюючі в умовах тривалої шумової дії випробовують дратівливість, головні болі, запаморочення, зниження пам'яті, підвищену стомлюваність, пониження апетиту, болі у вухах і т.д. Такі порушення в роботі ряду органів і систем організму людини можуть викликати негативні зміни в емоційному стані людини аж до стресових ситуацій. Під впливом шуму знижується концентрація уваги, порушуються фізіологічні функції, з'являється стомленість у зв'язку з підвищеними енергетичними витратами і нервово-психічною напругою, погіршується мовна комутація. Все це знижує працездатність людини і її продуктивність, якість і безпеку праці.

Для пониження рівня шуму необхідна додаткова звукоізоляція. У якості звукоізолюючих матеріалів, які застосовують у конструкціях перекриттів для зниження передачі структурного (ударного) звуку переважно використовують мати та плити із скляного та мінерального волокна, м'які плити з деревних стружок, картон, гуму, утеплений лінолеум, а також заміна вікон на звукоізолюючі.

9.6. Розрахунок для покращення рівня штучного освітлення

Для розрахунку освітлення кімнати скористаємося методом світлового потоку. Для визначення кількості світильників визначимо світловий потік, що падає на поверхню по формулі:

$$F = \frac{EKSZ}{n}, \quad (8.1)$$

де F - світловий потік, Лм;

E - нормована оптимальна освітленість, Лк, $E=400$ Лк;

S - площа освітлюваного приміщення (у нашому випадку $S = 26 \text{ м}^2$);

Z - відношення середньої освітленості до мінімальної ($Z = 1.1$);

K - коефіцієнт запасу, що враховує зменшення світлового потоку лампи в результаті забруднення світильників у процесі експлуатації (його значення визначається по таблиці коефіцієнтів запасу для різних приміщень і в нашому випадку $K = 1.5$);

n - коефіцієнт використання, (виражається відношенням світлового потоку, що падає на розрахункову поверхню, до сумарного потоку всіх ламп і обчислюється в частках одиниці; залежить від характеристик світильника, розмірів приміщення, фарбування стін і стелі, які характеризуються коефіцієнтами відображення від стін (P_c) і стелі (P_n)), значення коефіцієнтів P_c і P_n визначимо по таблиці залежностей коефіцієнтів відображення від характеру поверхні: $P_c = 30\%$, $P_n = 50\%$. Значення n визначимо по таблиці коефіцієнтів використання різних світильників. Для цього обчислимо індекс приміщення по формулі:

$$I = \frac{S}{h \cdot (A + B)} \quad (8.2),$$

Де S - площа приміщення, $S = 26 \text{ м}^2$; h - розрахункова висота підвісу, $h = 2,9 \text{ м}$; A - ширина приміщення, $A = 4 \text{ м}$; B - довжина приміщення, $B = 6,5 \text{ м}$.

Підставивши значення отримаємо:

$$I = \frac{26}{2,9(4 + 6,5)} = 0,95$$

Знаючи індекс приміщення I , P_c і P_n , дорівнює $n = 0,29$

Підставимо всі значення у формулу для визначення світлового потоку F :

$$F = \frac{400 \cdot 1.5 \cdot 26 \cdot 1.1}{0.29} = 59172 \text{ Лм}$$

Для освітлення вибираємо світлодіодні лампи ML-T8-13W світловий потік яких $F_{\text{л}} = 1950 \text{ Лм}$. Розрахуємо необхідну кількість ламп по формулі:

$$N = \frac{F}{F_{\text{л}}}, \text{ де} \quad (8.3)$$

N - визначається число ламп;

F - світловий потік, $F = 59172 \text{ Лм}$;

$F_{\text{л}}$ - світловий потік лампи, $F_{\text{л}} = 1950 \text{ Лм}$.

$$N = \frac{59172}{1950} = 32 \text{ шт.}$$

Отже, для освітлення використаємо 8 світильників, кожен світильник комплектується чотирма лампами. Розміщуються світильники двома рядами, по чотири в кожному ряду.

9.7. Забезпечення пожежної безпеки в розроблювальному проекті

Пожежна безпека забезпечена у відповідності з НАПБ А.01.001-2004 , який є обов'язковим для виконання всіма підприємствами не залежно від форми власності. Правила встановлюють загальні вимоги з пожежної безпеки.

Вибухова небезпека відсутня згідно **ДЕСТ 12.1.010-91**, тому що відсутні джерела її виникнення.

Робоче приміщення лабораторії за класифікацією пожежонебезпечності має відноситься до категорії Д.

Забезпечення пожежної безпеки в лабораторії досягається за рахунок застосування мір пожежної профілактики й активного пожежного захисту, тобто комплексу мір попередження виникнення пожеж або зменшення їх наслідків. Причинами виникнення пожежі електроустаткування можуть бути:

1. перевантаження проводів;
2. неякісне виконання з'єднань електропроводки;
3. перевантаження різних електричних пристроїв;
4. коротке замикання
5. контакт горючих речовин з нагрівальними пристроями.

Джерела електричної енергії (розподільчі пристрої, трансформатори) розташовувані у відокремлених приміщеннях.

Освітлювальну електричну мережу виконано згідно вимог ПЕУ - правилам устрою електроустановок для пожежонебезпечних зон. Прокладання кабелю через перекриття, стіни, фальш підлогу здійснено в сталевих трубах з наповнювачем з негорючих матеріалів. Аварійні мережі освітлення, дистанційного та автоматичного пуску протипожежних систем та сигналізації прокладено окремо від силових

та інших електричних комунікацій, а при сумісному прокладанні їх розділено перегородками з негорючих матеріалів (метал, гетинакс).

Ефективність застосування вогнегасника, у першу чергу пов'язана з правильним вибором його типу залежно від класу пожежі, яку не необхідно погасити. Основні вимоги до оснащення об'єктів вогнегасниками регламентуються НАПБ Б.03.001-2004 «Типові норми належності вогнегасників».

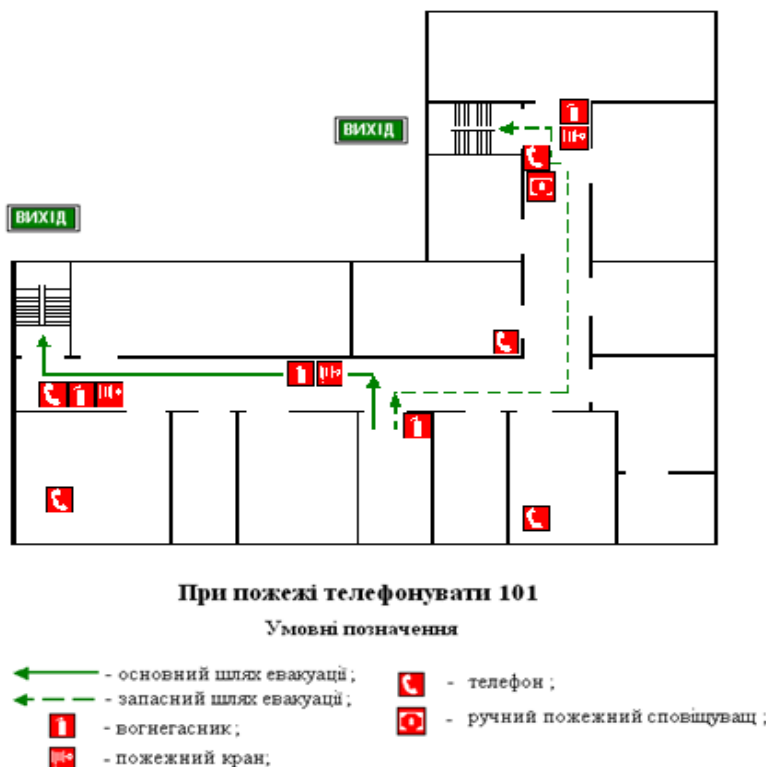
У приміщенні необхідний 1 вуглекислотний вогнегасник типу **ВВК-2**.

Для виявлення пожежі використовують пожежно-охоронну сигналізацію, у відповідності до ДСТУ EN54-2:2003. Пожежні сповіщувачі використовуються для формування командного імпульсу автоматичного пуску системи автоматичного пожежогасіння.

Для виявлення пожежі, замість старих точкових пристроїв пропонується встановити 1 датчик Honeywell Notifier SFAPT-453(A) (Acclimate Plus™ Multi-Sensor Low-Profile Smoke Intelligent Detector). Датчик використовує аналізатор диму та комбінацію фотоелектричних та температурних сенсорів з вмонтованим для підвищення імунітету до фальшивого спрацювання..

Евакуація здійснюється відповідно до НАПБ А.01.003-2009 "Правила улаштування та експлуатації систем оповіщення про пожежу та управління евакуацією людей в будинках та спорудах". Комплекс виробничих приміщень має два евакуаційних виходи. Двері на шляхах евакуації мають відчинятися у напрямку виходу зі споруди, ширина шляхів - не менше їм, а ширина дверей - 0.8 м. Шляхи евакуації показані на рисунку 8.2.

План евакуації при надзвичайних ситуаціях



При пожежі телефонувати 101

Умовні позначення

- основний шлях евакуації;
- - - запасний шлях евакуації;
- 🧯 - вогнегасник;
- ☎ - телефон;
- 🚒 - ручний пожежний сповіщувач;
- 🚒 - пожежний кран;

Рисунок 8.2. - План евакуації

Довжина основного шляху евакуації - 13 м, запасного – 18м.

9.8 Висновок

1. Фактичне значення освітленості приміщення складало 220лк, що згідно з ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення» не входить в діапазон оптимальних значень. Для забезпечення оптимальної освітленості в 400лк використано 8 світильників з 4-ма світлодіодними лампами ML-T8-13W кожен.

2. Фактичне значення вологості повітря в приміщенні в холодний період складає 35%, що згідно з є ДСН 3.3.6.042-99 “ Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень ” не входить в оптимальний діапазон, для нормалізації вологості повітря використано ультразвуковий зволожувач повітря Polaris PUN 0407.

РОЗДІЛ 10.

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Охорона навколишнього середовища за останні десятиліття стала однією із найважливіших проблем сучасності. Тому потрібно дуже відповідально, ретельно ставитися до цього та завчасно знаходити засоби щодо запобігання забруднення та погіршення навколишнього середовища, як для людини тварин, так і для природи взагалі. А також проектувати такі пристрої, датчики, системи, які б не наносили шкоди навколишньому середовищу.

Характер і масштаби сучасного антропогенної все зростаючої негативної дії на природне середовище викликають обґрунтовану тривогу з приводу серйозних наслідків, що відбуваються, для здоров'я і санітарно-епідеміологічного благополуччя більшості населення України і інших країн Європи, про що висловилися десята Європейська конференція з довілля охорони і здоров'я.

10.1. Енергозбереження та його напрямки

Енергозбереження (економія енергії) - реалізація правових, організаційних, наукових, виробничих, технічних та економічних заходів, спрямованих на ефективне (раціональне) використання (і економне витрачання) паливно-енергетичних ресурсів і на залучення в господарський оборот поновлюваних джерел енергії. Енергозбереження - важливе завдання зі збереження природних ресурсів.

В даний час найбільш нагальним є побутове енергозбереження (енергозбереження в побуті), а також енергозбереження в сфері ЖКГ.

Перешкодою до його здійснення є стримування зростання тарифів для населення на окремі види ресурсів (електроенергія, газ), відсутність коштів у підприємств ЖКГ на реалізацію енергозберігаючих програм, низька частка розрахунків за індивідуальними приладами обліку і застосування нормативів, а також відсутність масової побутової культури енергозбереження.

Основні напрями енергозбереження:

Кафедра АКІК

НАУ 20 15 01 000 ПЗ

Виконала	Рявкін М.О..			Датчик кутової орієнтації мініатюрних безпілотних літальних	Літера	Аркуш	Аркушів
Перевірив	Філяшкін М.К.						
Консульт	Маджд С.М.				204м 151		
Н.контрол.	Тупіцин М.Ф.						
Прийняв	Синеглазов ВМ.						

- економія електричної енергії;
- економія тепла;
- економія води;
- економія газу;
- економія моторного палива.

Далі розглянемо більш конкретно один з напрямів енергозбереження, а саме у сфері електроенергії.

10.2. Енергозбереження в електронній апаратурі

За останні тридцять років кількість електроприладів у використанні стрімко зросла. Цей сектор швидкістю збільшення споживання ним електрики поступається тільки автомобільному. Зараз конструкції приладів стали зручнішими, більше відповідають вимогам споживачів.

Сьогодні енергозбереження - це не лише модна тенденція: обираючи електронний прилад для потенційного придбання, споживачі очікують побачити низькі показники енергоспоживання. Протягом багатьох років ці відомості наводилися на багатьох побутових приладах у вигляді маркування енергоефективності ЄС.

Етикетки розташовуються на добре видимих поверхнях, щоб споживачі могли порівняти позначені характеристики різних пристроїв. Споживачі розглядають енергетичне маркування як спосіб визначення приладів, що економлять електроенергію й, таким чином, дозволяють зберігати кошти при тривалому використанні. Прагнучи зробити свою продукцію конкурентною, не тільки країни Євросоюзу, а й країни пострадянського простору стали віддавати перевагу економічною побутової техніки. З 1 листопада 2008 року обмежив доступ на білоруський ринок неекономічних побутових електроприладів, клас яких нижче С. В Росії існує державний стандарт, на підставі якого виробник виробу забезпечує

включення в нормативну і технічну документацію на кожен вид енергоспоживаючого виробу побутового та комунального призначення повних відомостей про показники енергоефективності виробу та інформаційного листка енергоефективності.

Що ж стосується України, то вимоги до енергозбереження є в ДСТУ 4980/2008. Вимоги ці відповідають європейській практиці, і класи енергоспоживання ті ж самі. Споживач має право вимагати у продавця документ, що підтверджує відповідність техніки ДСТУ 4980/2008, а також інформації про те, до якого класу енергозбереження відноситься техніка. Якщо ж такої інформації немає, то техніку краще не купувати.

В умовах зростання тарифів на електроенергію питання її економії, впровадження енергозберігаючих практик у повсякденному житті набуває дедалі більшої актуальності.

Однією з причин звернення до "зелених" технологій - менше енергоспоживання. Це призвело до того, що виробники електротехніки почали наввипередки змагатися один з одним, намагаючись першими затвердити високу планку найменшого енергоспоживання у своїх виробках.

Світлодіодне підсвічування. Традиційні РК монітори та телевізори, звичайно ж, економніше колишніх моделей з електронно-променевими кінескопами, але не варто забувати, що й діагоналі нині вже не ті, так що з великими РК моніторами та телевізорами електролічильники і зараз крутяться досить швидко. Що стосується нових LED-моделей, світлодіодне підсвічування дозволяє значно скоротити витрату енергії без шкоди для яскравості зображення. Економія електроенергії зменшений до 40%.

Світлодіодне підсвічування зараз дуже популярна і затребувана в дизайні моніторів - і не без причини. Наприклад, компанія Viewsonic вказала 50%-ву економію енергії для свого монітора VX2250wm-LED.

Споживання енергії світлодіодами набагато менше, ніж іншими пристроями, які випромінюють світло. Цей факт дає світлодіодний шанс на успіх. Сама по собі

технологія, яка створює механізм енергозбереження, має хороші шанси. Давайте порівняємо споживання енергії телевізорами Sony. Візьмемо звичайний LCD та LED LCD з діагоналлю 46 дюймів. Світлодіодний телевізор споживає близько 0096 ват на квадратний дюйм, звичайний РК споживає 0139 ват на квадратний дюйм. Різниця очевидна - економія майже 30%. А якщо порівняти світлодіодний тв з плазмовим з аналогічним розміром - різниця буде ще значніше.

Управління електроживленням. Активізація налаштувань управління електроживленням вашого ПК дозволяє заощадити електроенергію і гроші. Режим очікування і сплячий режим - два простих способи зробити домашній комп'ютер енергоефективним. Режим очікування - відмінний варіант, коли ви часто і ненадовго відходите від робочої станції. Економія досягається за рахунок відключення живлення від монітора, жорсткого диска і інших компонентів. При натисканні на будь-яку клавішу або переміщенні миші комп'ютер відновить роботу. Однак якщо в режимі очікування виникне перебіг з електроживленням, не збережені дані можуть бути втрачені. Тому рекомендується використовувати ДБЖ. При виснаженні заряду батареї спеціальне ПЗ збереже дані і вимкне комп'ютер. Для ноутбука активізація режиму очікування - найбільш ефективний спосіб заощадити заряд акумулятора.

Сплячий режим найбільш оптимальний, коли ви відходите від ПК на тривалий час. У цьому випадку дані копіюються в резервну область диска, а комп'ютер вимикається. Це дозволяє зменшити енергоспоживання при збережених даних, а також знизити знос компонентів комп'ютерної системи. Після включення ПК всі документи, фільми, ігри з'являться на екрані в тому вигляді, якими ви їх залишили. Для ноутбука має сенс налаштувати автоматичний перехід в сплячий режим, коли рівень заряду батареї близький до критичного.

Розробки. Американські вчені запропонували нову технологію виробництва комп'ютерних схем, яка теоретично дозволить знизити енергоспоживання сучасних великих обчислювальних центрів на кілька порядків.

Свою технологію дослідники назвали взаємовигідній квантової логікою (Взаємна Квантова логіка, причому, незважаючи на назву, до квантових комп'ютерів ця технологія не має відношення). У рамках роботи дослідники використовували схему з ніобію, яка охолоджувалася до 4,2 кельвіна. При такій низькій температурі схема перебувала в стані надпровідності. При цьому розрахунки дослідників показали, що їм вдалося зверху впритул наблизиться до теоретичної межі енергоспоживання обчислювальних пристроїв, які виконують класичні обчислення (наприклад, квантові обчислення можуть виконуватись при більш низькому енергоспоживанні).

За словами вчених, через необхідність такої низької температури їх технологія не придатна для домашнього використання, але підійде для великих обчислювальних центрів. При цьому з урахуванням енерговитрат на охолодження мікросхем, споживання електрики подібною системою буде як мінімум в 300 разів менше існуючих зараз аналогів. Тільки в США в обчислювальні центри споживають близько 12 гігават, що еквівалентно потужності кількох десятків електростанцій.

10.3. Альтернативні джерела енергії

На всіх етапах розвитку суспільства вдосконалення техніки та створення нових знарядь праці супроводжувалися стрімким зростанням видобутку енергії та освоєння її нових джерел. Довгий час це була винятково енергія м'язів, потім дрова, вода, вітер, тепер вугілля, нафта, газ. Характерно, що кожне нове відкриття в галузі перетворення енергії призводило до інтенсивного і різноманітного її використання, але апетит людства зростав.

Більшість розвинутих країн посилено займається технологією нетрадиційних, або відновлюваних джерел енергії (ВДЕ) – Сонця, вітру, припливів, тепла землі тощо. Вони не можуть стати справжніми заміниками нафти, газу, вугілля чи ядерної енергії, яка повинна використовуватися в поєднанні з традиційними. При цьому вони можуть відігравати важливу роль для регіонів із сприятливими кліматичними та

іншими умовами.

Вітрова електрична станція (вітроелектростанція, ВЕС) - група вітрових електричних установок (або окрема вітрова електрична установка), устаткування і споруди, які розташовані на одній території, функційно зв'язані між собою і становлять єдиний комплекс, призначений виробляти електроенергію, перетворюючи кінетичну енергію вітру в електричну.

Головною причиною, що стримує розвиток відновлюваних джерел енергії, виявляється необхідність високих капітальних затрат. Але жоден вид енергії не обходиться так дорого, як її нестача, що актуально сьогодні.

Ще зовсім недавно деякі надії покладалися на водневу енергетику. Природні запаси чистого водню зовсім незначні, водночас у сполуках водень широко розповсюджений. Розроблено різноманітні способи одержання водню як хімічним шляхом, так і на основі електролізу води. Екологічна чистота водневої енергетики призводить до не екологічності одержання електроенергії при добуванні водню.

Вітрова електрична установка (вітроелектроустановка) - вітрова енергетична установка, яка перетворює кінетичну енергію вітру в електричну.

Розрізняють вітроелектроустановки:

- малої потужності (до 100 кВт);
- середньої потужності (від 100 до 1000 кВт);
- великої потужності (понад 1000 кВт).

Щодо прогнозів використання сонячної енергії, то деякі вчені твердять: через низьку густину сонячної енергії при її застосуванні потрібні великі території, але це не зовсім вірно.

Так, на широтах Ашхабада і Ташкента на квадратний кілометр падає опівдні потік сонячної енергії, рівний потужності Дніпрогесу. Звичайно, на Україні сумарна густина сонячної радіації в середньому становить 700 Вт/м². Найбільша пряма сонячна радіація в південних областях (Одеській, Миколаївській, Херсонській) на

рівні моря досягає $1\text{кВт/м}^2 - 0,1\text{ Вт/см}^2$.

Найвизначнішим заходом здійсненим на Україні в галузі використання сонячної енергії, є створення сонячної електростанції в с. Леніно Кримської обл. Потужністю 55МВт (СЕС-5).

Розроблюються проекти використання сонячної енергії. Енергія сонця, при попаданні на Землю перетворюється на тепло . Ставиться завдання максимального використання її до того, як вона перетвориться на теплову енергію. Щільність потоку сонячної радіації в космосі становить 1400Вт на м^2 . Підраховано, що при відрахуванні витрат на випаровування та фотосинтез кількість сонячної радіації що досягає поверхні Землі, майже у 7 тисяч разів перевищує кількість всієї необхідної нині енергії.

Сонячну енергію планується перетворити в електричну шляхом створення космічних станцій. На думку К.П.Феонтісова для одержання потужності 10млн. кВт необхідні сонячні батареї приблизно 100 км^2 . У мікрохвильовому діапазоні енергію можна буде трансформувати на Землю.

Альтернативою існуючим способам одержання енергії можуть бути лише такі способи, в яких на кінцевій стадії енергоперетворень не буде з'являтися шкідлива речовина, або зовсім не буде речовини як такої. В цьому й полягає вся парадоксальність вирішення проблеми.

10.4. Еколого-економічні збитки

Використання систем контролю і управління доступом, яка працюватиме за допомогою комп'ютерного регулювання та контролю є споживання електроенергії, що завдає шкоди навколишньому середовищу.

Витрати електроенергії при використанні ПЕОМ розраховуються за формулою:

$$W_{\text{ПЕОМ}} = M \cdot \Phi \cdot K_3 \cdot K_0 \cdot \eta \cdot K_{\text{в}} , \quad (9.1)$$

де M – загальні витрати електроенергії, $\text{кВт} \cdot \text{год}$; Φ – дійсний фонд часу, год ; K_3 - коефіцієнт завантаження ПЕОМ; K_0 - коефіцієнт оновлення;

η – коефіцієнт корисної дії; K_B - коефіцієнт втрат у ланцюгу.

Зробимо розрахунки енергозатрат для декількох ПЕОМ наведених в табл. 9.1.

Вихідні дані: $\Phi = 1300 \text{ год}$; $K_3=0,75$; $K_0=0,85$; $\eta= 0,85$; $K_B=0,95$.

Отже:

$$W_{\text{ПЕОМ}_1} = 0,28 \cdot 1300 \cdot 0,75 \cdot 0,85 \cdot 0,85 \cdot 0,95 = 187,38 \text{ кВт}\cdot\text{год};$$

$$W_{\text{ПЕОМ}_2} = 0,12 \cdot 1300 \cdot 0,75 \cdot 0,85 \cdot 0,85 \cdot 0,95 = 80,31 \text{ кВт}\cdot\text{год};$$

$$W_{\text{ПЕОМ}_3} = 0,062 \cdot 1300 \cdot 0,75 \cdot 0,85 \cdot 0,85 \cdot 0,95 = 41,49 \text{ кВт}\cdot\text{год}.$$

Таким чином, збиток навколишньому середовищу визначається за формулою

$$З = W_{\text{ПЕОМ}} \cdot У$$

Отже, економічні збитки для кожної ПЕОМ:

$$З_1 = 187,38 \cdot 0,37 = 69,33 \text{ грн.}$$

$$З_2 = 80,31 \cdot 0,37 = 29,71 \text{ грн.}$$

$$З_3 = 41,49 \cdot 0,37 = 15,35 \text{ грн.}$$

Табл.9.1

Пристрій	ПЕОМ_1		ПЕОМ_2		ПЕОМ_3
	Монітор	Системний блок	Монітор	Системний блок	Ноутбук
Модель	Samsung 795 DFS, 17"	Brain Basic B100	Samsung E1720NR, 17"	Everest Home 8010	Asus K73SV
Потужність $\text{Вт}\cdot\text{год}$	80	200	20	100	62
Загальна СП $\text{кВт}\cdot\text{год}$	0,28		0,12		0,062

Отже, при використанні ПЕОМ найменші економічні збитки приносить ноутбук Asus K 73 SV на :

Порівняно з ПЕОМ_1

$\Delta = 69,33 - 15,35 = 53,98$ грн, тобто збитки менші 78 %

Порівняно з ПЕОМ _2

$\Delta = 29,71 - 15,35 = 14,36$ грн, тобто збитки менші 48 %

Висновки

Отже, утилізація офісної техніки, в тому числі і комп'ютерів, є обов'язковою процедурою для всіх працюючих підприємств, а також для кожної людини окремо. Неправильне проведення цієї процедури (викид на смітник) здатне викликати маленьку «техногенну катастрофу».

В даний момент можна з упевненістю сказати про те, що закон про утилізації комп'ютерів необхідний, тому що насправді ми не повинні негативно впливати на наше довкілля. В нашій країні вже існують компанії, які з задоволенням приймуть замовлення на утилізацію старого обладнання. Ваші комп'ютери зможуть забрати компанії, що займаються утилізацією. Все що від вас потрібно - це мати бажання внести свій внесок на покращення екологічного стану країни та планети в цілому, а саме утилізувавши свій комп'ютер чи оргтехніку. Вартість таких послуг не велика, і ви безумовно зможете дозволити собі зробити навколишній світ чистішим.

Також намагатися використовувати енергозберігаюче обладнання А – класу, при можливості, використовувати альтернативні джерела енергії і дотримуватись елементарних порад, використовуючи електроенергію більш ефективно і відповідно, заощаджувати гроші.

Висновки

Аналіз вихідних сигналів ММА та інтегрованого сигналу ММАVS показує, що помилки їх вимірювань знаходяться в різних діапазонах частот. Тому метод взаємної компенсації ідеально підходить для вирішення проблеми інтеграції цих датчиків.

Результати дослідження інтегрованих гіровертикалей, побудованих на основі схем компенсації з фільтром третього порядку з одночасною роботою схем калібрування та корекції, демонструють хороші фільтрувальні властивості та прийнятну точність вимірювань параметрів кутової орієнтації.

Аналіз результатів моделювання показує принципову можливість недовго продовжувати летіти з автономного ММГВ після роботи вимикача корекції.

Список використаної літератури

1. Антонец Е.В., Смирнов В.И., Федосеева Г.А., Авиационные приборы и пилотажно-навигационные комплексы: учеб. пособие. Ульяновск: УВАУ ГА, 2007. – 119 с.
2. Зінченко В.П., Муха І.П., Куляс А.І., Зінченко М.П., Заславський В.А., Процедури комплексування компонент інформаційних технологій експериментальних досліджень моделей літальних апаратів //Комп'ютерні засоби мережі та системи, 2002.-100с.
3. Рогожин В.О., Синєглазов В.М., Філяшкін М.К., Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. Підручник для студ. вищ. навч. закл. – К.: НАУ, 2005. – 314с.
4. Синєглазов В.М., Філяшкін М.К. Автоматизовані системи управління повітряних суден. Підручник для авіаційних вузів.- К. : НАУ.
5. Шандров Б. В., Чудаков А. Д.. Технические средства автоматизации : учебник для студ. высш. учеб. заведений — М. : Издательский центр «Академия», 2007. — 368 с.
6. Рогожин В.О., Скрипець А.В., Філяшкін М.К., Мухіна М.П. Автономні системи навігації конкретного ти повітряного судна та їх технічне обслуговування: навч. Посібник – К.: НАУ, 2015. – 308с.
7. Боднер В.А. Системыуправления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1973. – 506с.